

VŠB – TECHNICKÁ UNIVERZITA OSTRAVA

Fakulta strojní

Institut dopravy

**Návrh netradiční konstrukce ultra lehkého křídla
s klasickým profilem**

**Proposal of an Unconventional Ultra Lightweight
Wings Design with the Classic Profile**

Student: **Marek Foldyna**

Vedoucí bakalářské práce: **Ing. Rostislav Horecký, Ph.D.**

Datum odevzdání: 16.05.2016

Zadání bakalářské práce

Student: **Marek Foldyna**
Studijní program: B3712 Technologie letecké dopravy
Studijní obor: 3708R038 Technologie údržby letecké techniky
Téma: **Návrh netradiční konstrukce ultra lehkého křídla s klasickým profilem**
Proposal of an Unconventional Ultra Lightweight Wings Design with the Classic Profile
Jazyk vypracování: čeština

Zásady pro vypracování:

Stručně popište jak se navrhuje konstrukce klasického křídla.
Vyberte profil ultra lehkého křídla a materiál, který bude použit při výrobě.
Popište zvolené technologie, které by přicházely v úvahu při výrobě křídla.
Vytvořte křídlo s minimální hmotností ve školní laboratoři a proveďte zkoušku zatížení křídla do prvního poškození a pokračujte až do zlomu materiálu.
Proveďte závěrečné zhodnocení chování křídla s ohledem na ohybový a kroutící moment.

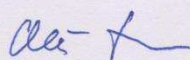
Seznam doporučené odborné literatury:

Olšanský, O. Matějček, J.: Konstrukce a výpočet ultralehkých letounů. Praha: Knižnice Letecké amatérské asociace. 1999.
Bareš, R.A.: Kompozitní materiály. Praha: SNTL - Nakladatelství technické literatury, N. P. Praha 1988.
Ehrenstein, Gottfried W. polymerní kompozitní materiály. V ČR 1. vyd. Praha
Internetové stránky HAVEL Composites,

Formální náležitosti a rozsah bakalářské práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

Vedoucí bakalářské práce: **Ing. Rostislav Horecký, Ph.D.**

Datum zadání: 11.12.2015
Datum odevzdání: 16.05.2016



doc. Ing. Aleš Slíva, Ph.D.
vedoucí katedry



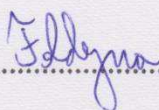
doc. Ing. Ivo Hlavatý, Ph.D.
děkan fakulty



Místopřísežné prohlášení studenta

Prohlašuji, že jsem celou diplomovou (bakalářskou) práci včetně příloh vypracoval samostatně pod vedením vedoucího diplomové (bakalářské) práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

V Ostravě15.5.2016.....

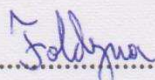
..........

podpis studenta

Prohlašuji, že

- jsem byl seznámen s tím, že na moji diplomovou (bakalářskou) práci se vztahuje zákon č. 121/2000 Sb., autorský zákon, zejména § 35 – užití díla v rámci občanských a náboženských obřadů, v rámci školních představení a užití díla školního a § 60 – školní dílo.
- беру на ве́домі, že Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava, dále jen („VŠB-TUO“) má právo nevýdělečně ke své vnitřní potřebě diplomovou (bakalářskou) práci užít (§ 35, odst. 3).
- souhlasím s tím, že diplomová (bakalářská) práce bude v elektronické podobě uložena v Ústřední knihovně VŠB-TUO k nahlédnutí a jeden výtisk bude uložen u vedoucího diplomové (bakalářské) práce. Souhlasím s tím, že údaje o kvalifikační práci budou zveřejněny v informačním systému VŠB-TUO.
- bylo sjednáno, že s VŠB-TUO, v případě zájmu z její strany, uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu § 12, odst. 4 autorského zákona.
- bylo sjednáno, že užít své dílo – diplomovou (bakalářskou) práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití mohu jen se souhlasem VŠB-TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB-TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše).
- беру на ве́домі, že odevzdáním své práce souhlasím se zveřejněním své práce podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů, bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V Ostravě : 15.5.2016

.....


podpis

Jméno a příjmení autora práce: Marek Foldyna

Adresa trvalého pobytu autora práce: Palkovice 823

Poděkování

Rád bych poděkoval Ing. Rostislavu Horeckému, Ph.D. za pomoc v praktické části bakalářské práce. Dále bych rád poděkoval doc. Ing. Vladimíru Tichavskému, CSc. za cenné rady, věcné připomínky a vstřícnost při konzultacích a vypracování bakalářské práce.

ANOTACE BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

FOLDYNA, M. *Návrh netradiční konstrukce ultra lehkého křídla s klasickým profilem: bakalářská práce*. Ostrava: VŠB – Technická univerzita Ostrava, Fakulta Strojní, Institut Dopravy, 2016, 52 s. Vedoucí práce: Ing Horecký, R., Ph.D.

Ultra lehká letadla se v poslední době velmi rozmohla díky kompozitním materiálům, které mají hned několik výhod oproti předchůdci, což bylo hlavně dřevo. A to díky mnohonásobně větší pevnosti se zachováním nízké hmotnosti, dále díky lepší odolnosti proti korozi, UV záření, spolu s výbornou tepelnou izolací a nakonec také díky velmi vysoké ohnivzdornosti. Proto se budu v této bakalářské práci snažit najít nejvhodnější konstrukci křídla spolu se správnou volbou materiálu tak, aby výsledný výrobek dosahoval standardů v ultralehké kategorii. Ve výsledku bylo vyrobené křídlo velice lehké, avšak přenos sil z křídla na centroplán byl jediným slabým článkem v této konstrukci.

ANNOTATION OF BACHELOR THESIS

FOLDYNA, M. *Proposal of an Uncenventional Ultra Lightweight Wings Design with the Classic Profile: Bachelor Thesis*, Ostrava : VŠB – Technical University of Ostrava, Faculty of Mechanical Engineering, Institute of Transport, 2016, 52 p. Thesis head: Ing Horecký, R. Ph.D

Ultra light planes have abounded recently thanks to composite materials, which has several advantages against its predecessor, which was mainly wood. And thanks to multiply higher strength with preservation of low weight, then thanks to better endurance against corrosion, UV rays, together with great thermal insulation and last of all thanks to very high fireproofness. Thats why I will be trying to find the most suitable construction of wing along with the right choice of materials, in a way so that the final product would reach ultra light standards. In the outcome the finished wing was very light, although the force transfer was the only weak link in this construction.

Klíčová slova:

Ultralehké; křídlo; kompozitní materiály; souměrný profil

Keywords:

Ultralight; wing ; composite materials; symmetrical profile

Obsah

strana

Seznam použitých značek a symbolů	9
Úvod.....	10
1 Druhy zatížení křídla.....	11
1.1 Aerodynamické zatížení.....	11
1.2 Zatížení od hmotových a setrvačných sil.....	11
1.3 Zatížení od izolovaných soustředěných sil	14
2 Materiály pro stavbu křídel	14
2.1 Používané materiály	14
2.2 Kompozitní materiály	15
2.2.1 Pěnové materiály	15
2.2.2 Dřevěné materiály	16
2.2.3 Skleněná (skelná) vlákna	16
2.2.4 Aramidová (kevlarová) vlákna.....	17
2.2.5 Karbonová vlákna.....	17
2.2.6 Matrice	18
3 Konstrukce ultra lehkého křídla.....	19
3.1 Nosníková konstrukce.....	20
3.1.1 Jednonosníkové křídlo s torzní dutinou v náběžné hraně	20
3.1.2 Jednonosníkové křídlo dvoudutinové konstrukce	21
3.1.3 Dvounosníkové křídlo	22
3.1.4 Nosníková poloskořepina.....	23
3.2 Poloskořepinová konstrukce	23
3.3 Skořepinová konstrukce.....	23
3.4 Použitá konstrukce pro toto křídlo	25
4 Profil ultra lehkého křídla.....	25
5 Technologie výroby křídla	27

5.1 Technologie výroby	27
5.1.1 Ruční kladení	27
5.1.2 Spray-up kladení.....	28
5.1.3 Lisování pomocí vakua	29
5.1.4 Lisování za tepla v autoklávu.....	30
5.1.5 Vysokotlaké vstřikování RTM	30
5.1.6 Kontinuální laminování	31
5.1.7 Technologie navíjením	31
5.2 Výroba podle druhu formy.....	32
5.2.1 Laminování na pozitivní formu	32
5.2.2 Laminování do negativní formy	33
5.2.3 Odleptávací metoda	33
5.3 Technologie použité pro toto křídlo	33
6 Pevnostní zkoušky křídla.....	37
6.1 Běžné pevnostní zkoušky.....	38
6.2 Stanovení celkového zatížení křídla, jeho rozdělení do hmotnostních bodů	39
6.3 Zkouška křídla samotného a dosáhnuté výsledky	43
7 Zhodnocení chování křídla	46
8 Závěr	48
9 Seznam použité literatury	49
10. Seznam obrázků, tabulek a vzorců.....	50
11 Seznam příloh	52

Seznam použitých značek a symbolů

Označení	Legenda	Jednotka
G	Gravitační síla	[N]
J_x, J_y, J_z	Moment setrvačnosti	[kg.m ²]
L	Délka rozpětí křídla	[cm]
M	Momentová síla	[kg.m ²]
\vec{S}	Vektor setrvačné síly	[N]
S	Plocha	[cm ²]
S_x, S_y, S_z	Setrvačná síla	[N]
V	Objem	[m ³]
Y	Vztlaková síla	[N]
a_x, a_y, a_z	Zrychlení podle osy	[m.s-2]
c_{max}	Hloubka křídla	[mm]
f	Koeficient bezpečnosti	[-]
g	Gravitační zrychlení	[m/s ²]
i	Číslo zvoleného plošného prvku	[-]
m	Hmotnost tělesa	[kg]
n	Násobek	[-]
n_y	Násobek v ose y	[-]
p	Střední plošné zatížení křídla	[g/cm ²]
r	Poloměr	[m]
t_{max}	Maximální tloušťka křídla	[cm]
v	Rychlost	[m/s]
q	Plošné zatížení	[N/cm ²]
z	Vzdálenost od kořene křídla	[cm]

Řecká abeceda

λ	Štíhlost křídla	[-]
ρ	Hustota	[kg/m ³]
$\omega_x, \omega_y, \omega_z$	Úhlová rychlost	[rad/s]
γ	Úhel vychýlení	[rad]

Úvod

V zadání práce se uvádí, že cílem práce je navrhnout netradiční konstrukci ultralehkého křídla s klasickým profilem. Takto formulovaný cíl je poměrně široký a je třeba jej upřesnit. Upřesnění se bude týkat především geometrických rozměrů křídla, použitých konstrukcí s ohledem na předpokládané materiály, zatížení a předpokládaný účel navrhovaného křídla. S ohledem na možnosti školní laboratoře je nutno omezit křídlo na křídlo modelů letounů, to znamená volit podstatně menší rozměry, než které odpovídají skutečným rozměrům. Z hlediska výroby modelu křídla je vhodné použít symetrický profil křídla a aerodynamické parametry volit $\lambda=8$, $t_{max}=15\%$ z c. Z hlediska použitých materiálů se při výrobě vzorku křídla zaměříme na materiál umožňující realizaci skořepinové konstrukce křídla, který bude jenom v nejvíce exponovaných místech vyztužen dřevěnými, popřípadě jinými profily. S ohledem na možnosti nákupu materiálu přicházející v úvahu pro výrobu modelu uvažovaného křídla, které jsou rozměrově omezeny, bude vyroben model polokřídla o rozpětí 90 cm.

Jako materiály, které přicházejí v úvahu k výrobě ultralehkého křídla modelu, je vhodný extrudovaný polystyrén, expandovaný polystyrén, v malé míře se předpokládá použití balsy, modelářské překližky a bukové nosníčky. K vyztužení se předpokládá použití extrudovaného polystyrénového plátu pokrytého laminátovým potahem. Model křídla bude navržen na zatížení odpovídající letounům akrobatické kategorie, pro stanovení hmotnosti materiálu se bude vycházet ze statických údajů hodnot plošného zatížení křídel modelů.

Cíl práce:

Cílem práce je navrhnout netradiční konstrukci ultralehkého křídla s klasickým profilem s použitím netradičních materiálů (laminátových a kompozitních). Toto křídlo následně vyrobít a na zkušebním standu vyhotovit zkoušku zatížení.

1 Druhy zatížení křídla

Zatížení, které působí na křídlo, můžeme rozdělit do následujících skupin.

1.1 Aerodynamické zatížení

Jedná se o obecně nerovnoměrně rozložené zatížení jak po rozpětí, tak po hloubce křídla. Tuto skutečnost je třeba respektovat při stanovování ohybových a krouticích momentů, posouvajících sil i konstrukci zkušebního zařízení. Typickým rozložením aerodynamických sil po hloubce křídla je rozložení eliptické. Po hloubce křídla je nutno při stanovení rozložení zatížení vycházet z použitého profilu křídla. Krutové zatížení vychází rovněž z rozložení aerodynamických sil po hloubce křídla a navíc musí být toto rozložení měněno v případě nenulových výchylek vztlakových klapek a křidélek.

1.2 Zatížení od hmotových a setrvačných sil

Hmotové síly se skládají z trvalé složky – tíhy G a proměnlivých setrvačných sil S .

Tíhová síla je neměnná, setrvačné síly vznikají při pohybu těles z klidu nebo z rovnovážného ustáleného pohybu do jiného pohybového stavu. Velikost setrvačné síly je proporcionální časové změně rychlosti a působí opačným směrem (těleso se vzpírá změně).

Pro tyto síly platí vztahy:

$$\vec{G} = \vec{g}m = \vec{g}\rho V$$

(1) Rovnice tíhové složky

$$\vec{S} = -\frac{d\vec{v}}{dt}m = -\vec{a}\rho V,$$

(2) Rovnice setrvačné složky

Výsledná setrvačná síla působí vždy v těžišti letounu, respektive v těžišti každého zvoleného hmotnostního celku. V případě křídla obdelníkového půdorysného tvaru se dá považovat, že hmotové a tudíž i setrvačné síly budou rozloženy rovnoměrně. Setrvačné síly jsou znázorněny v této rovnici:

$$S_{x_i} = -m_i \frac{dv_{x_i}}{dt} = -m_i a_{x_i}$$

$$S_{y_i} = -m_i \frac{dv_{y_i}}{dt} = -m_i a_{y_i}$$

$$S_{z_i} = -m_i \frac{dv_{z_i}}{dt} = -m_i a_{z_i}$$

(3) *Rovnice pro setrvačné síly ve všech osách*

Na hmotné body a hmotné celky ovšem nepůsobí jen setrvačné síly, ale jelikož výslednice setrvačných sil nemusí ležet v těžišti, vznikají zde také momenty setrvačných sil. Pokud známe úhlové rychlosti a zrychlení, můžeme tyto momenty vyjádřit pomocí těchto vztahů:

$$\begin{aligned} M_{SX_i} &= - \left[\frac{d\omega_{x_i}}{dt} + \omega_{y_i} \omega_{z_i} (J_{z_i} - J_{y_i}) \right] \\ M_{SY_i} &= - \left[\frac{d\omega_{y_i}}{dt} + \omega_{z_i} \omega_{x_i} (J_{x_i} - J_{z_i}) \right] \\ M_{SZ_i} &= - \left[\frac{d\omega_{z_i}}{dt} + \omega_{x_i} \omega_{y_i} (J_{y_i} - J_{x_i}) \right] \end{aligned}$$

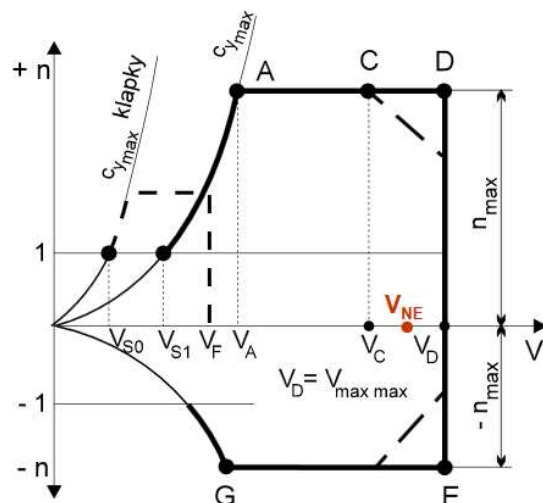
(4) *Rovnice momentových sil ve všech osách*

Násobek je vektor, který se dá definovat jako poměr výsledné vnější síly k velikosti tíhy. V praxi se udává jako násobek vlastní tíhy letounu. Obecně násobky působí ve všech osách letounu, ale nejkritičtější je násobek ve směru vztlaku \mathbf{n}_y , který je dán vztahem:

$$n_y = \frac{V^2}{rg} + \cos \gamma$$

(5) *Rovnice násobku ve vztlakové ose*

Pro zatížení konstrukce je rozhodující velikost násobku ve směru vztlaku. Při jejich stanovování vycházíme z tzv. obratové a poryvové obálky, které jsou pro jednotlivé kategorie definovány v pevnostních leteckých předpisech.



Obr. 1 Obálka obrátů

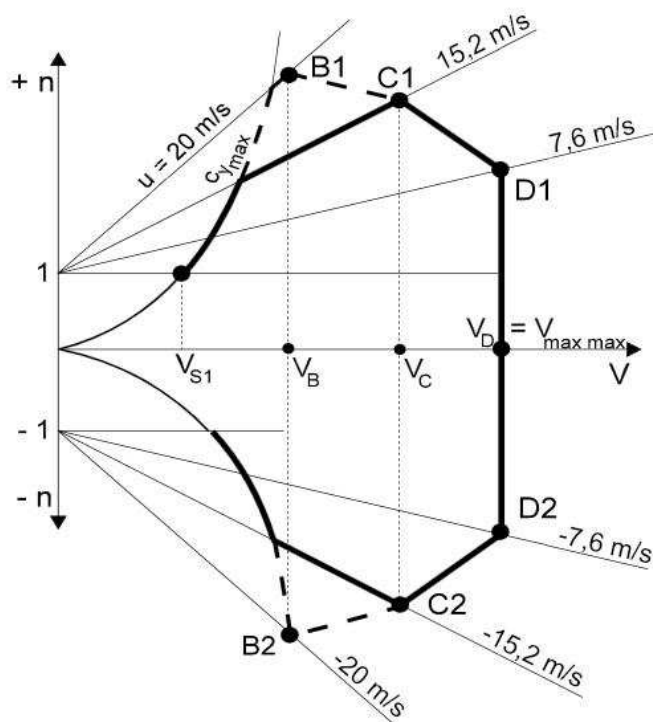
V_S – pádová rychlost nebo minimální rychlost horizontálního vodorovného letu

V_A – maximální rychlost, při které lze létat v celém rozsahu úhlů náběhů, až do úplného odtržení proudnic

V_C – navrhovaná cestovní rychlost, která musí být větší než rychlost V_B z poryvové obálky

V_{NE} – nepřekročitelná rychlost pilotem

V_D – navrhovaná maximální rychlost pro strmý klouzavý let



Obr. 2 Poryvová obálka

V_B – navrhovaná rychlost letu, při maximální velikosti poryvů

V_C – navrhovaná cestovní rychlost, při které lze vletět do středně silného poryvu

V_D – maximální rychlost, při které lze vletět do slabého poryvu

S výjimkou vodorovného ustáleného letu každý hmotný element křídla je zatěžován setrvačnými silami, které většinou znásobují velikost těchto sil a v mnoha případech mění i jejich smysl (let na zádech, záporný vertikální poryv).

1.3 Zatížení od izolovaných soustředěných sil

V některých případech na křídlo působí izolované soustředěné síly (zatížení od přistávacího zařízení, pokud toto je uchyceno ke křídlu; zatížení od palivových nádrží, zatížení od hnací skupiny - tah vrtulí, kroutící a gyroskopické momenty).

2 Materiály pro stavbu křídel

Pro stavbu křídel je třeba vybírat materiál, který vydrží jak tahové napětí, tak i tlak. Proto se zde využívá hned několik různých materiálů. Mezi tyto hlavně patří dřevo, slitiny hliníku, ocel a jako jeden z modernějších materiálů zde patří kompozity. Budeme se zde zabývat materiály, které by přicházely v úvahu při výrobě křídla.

2.1 Používané materiály

Dřevo se kdysi hlavně využívalo jako lehký materiál pro stavbu malých letounů. Opracovávání bylo složité, pracné a výsledek byl nedostačující. Časem zde vznikaly vady, které mohly ohrožovat integritu konstrukce. Vybírané dřevo pro výrobu muselo být správné jakosti, suchosti, bez suků a řezat se muselo po letokruzích. Proto se upustilo od výroby malých letadel ze dřeva a jako náhrada za dřevo se začaly používat celkem lehké slitiny hliníku nebo kompozitní materiály, které ovšem byly drahé a složité na výrobu. Ale i dnes se dřevo používá, a to k výrobě modelů. Jako hlavní zde patří modelářská překližka nebo modelářská balsa. Oba tyto materiály jsou velice lehké, s jistou tuhostí, která vyhovuje malým modelům letadel.

Mimo dřevo se používají i dodnes slitiny hliníku. Hliník je lehký, dobře opracovatelný, ale nepříliš pevný a sám o sobě by pro konstrukce nestačil. Používá se tedy nejčastěji ve slitinách, jako je dural, superdural, pantal, hidumin nebo silumin. Z tohoto materiálu se sice vyrábí ultralehké letadla, ale pro modelářské rozměry, s kterými budeme v práci uvažovat, je tento materiál nepoužitelný.

Podobný případ je i ocel, která je velice těžká i když pevná. Vyrábí se z ní spíše jiné součásti letadla, než je křídlo samotné, ale může se použít pro výrobu nosníků k připevnění podvozkových zařízení nebo například k upevnění závěsů ke konstrukci.

2.2 Kompozitní materiály

A nyní se dostáváme ke kompozitním materiálům, kterými se budeme zabývat hlouběji, jelikož tento materiál je nejvhodnější pro výrobu co nejlehčího křídla určeného pro modely. Kompozitní materiály se používají i pro výrobu jiných letadlových částí, které nemusí přenášet vysoké ohybové a krutové zatížení, jako jsou směrová nebo výšková kormidla. Dále lze kompozity najít při přechodu hran, kdy se používá kryt z kompozitu na snížení interferenčního odporu, stačí, když zde přeneseme aerodynamické síly. Kompozity se ovšem mohou skládat i z různých druhů materiálů, jako je např. dřevo, plast, kov, pěnové materiály.

2.2.1 Pěnové materiály

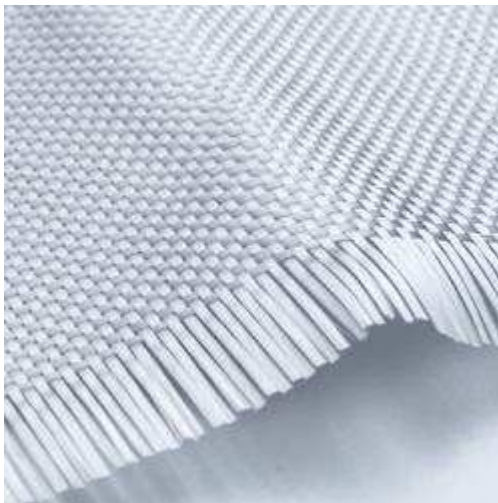
Jako jedny z nejlehčích materiálů, které přichází v úvahu při návrhu ultralehkého křídla, jsou pěnové materiály. Strukturálně jsou pěnové materiály vyráběny z různých druhů plastů, ať už z termosetů nebo z termoplastů, mezi které patří polyvinylchlorid (PVC), polyuretan (PU), polystyren (PS), styren-akrylonitril (SAN), polyetherimid (PEI) a polymethacrylimid (PMI). Mezi polystyreny pak lze zařadit extrudovaný polystyren (XPS), který se skládá z uzavřených buněk a který poskytuje oproti běžným polystyrenům větší tvrdost a objemovou stálost. Hustota takovýchto materiálů se běžně pohybuje v rozmezí 30 kg/m^3 do 300 kg/m^3 podle výrobního procesu. Jedná se tedy o velice lehký a zároveň celkem pevný materiál vhodný pro modely letadel. Rozhodli jsme se pro použití XPS a EPP.

2.2.2 Dřevěné materiály

Mezi dřevěné materiály lze k modelářským výrobkům použít balsy nebo překližky. Balsa je velice lehká, ale zato má sníženou pevnost. Na druhou stranu překližka je také lehká, ale s o mnoho větší pevností. Je však třeba uvést, že oba tyto materiály jsou složeny a lisovány z dřevěných vláken, tudíž nemají tak vysokou podélnou pevnost. Oba tyto materiály se vyrábí v různých délkách, tloušťkách a vrstvách. Balsa se pohybuje v hustotě okolo 150kg/m^3 , kdežto letecká překližka má hustotu okolo 600 kg/m^3 . Pro zachování nízké hmotnosti křídla bude omezeno použití těchto materiálů při výrobě křídla pouze na nutné vyztužení pro uchycení nosníčků a k přenosu zatížení z potahu na hlavní a vedlejší nosník. Použijeme oba druhy dřeva při výrobě křídla.

2.2.3 Skleněná (skelná) vlákna

Skleněná vlákna jsou velice známá a používána pro výrobu FRP (Fiberglass Reinforced Plastics), a to nejen kvůli celkem nízké ceně v porovnání s konkurujícími karbonovými vlákny, ale také díky vysoké pevnosti, odolnosti proti vlhkosti, neelektrické vodivosti a dobré teplotní odolnosti. Tloušťka skleněných vláken se pohybuje v rozmezí od $3,5 - 24\text{ }\mu\text{m}$. Skleněných vláken se vyrábí několik druhů a jeden z nejpoužívanějších je typ E, existují potom i typy jako R a S, které mají lepší vlastnosti, ale jsou dražší. Z těchto skleněných vláken, které jsou uloženy pravoúhle vůči sobě, nám vzniká vyztužení pro dva směry. Tomuto uspořádání se říká tkaniny, které poté můžeme spojit s pojivem, čímž nám vznikne FRP. Hustota těchto materiálů se pak pohybuje v rozmezí $1600 - 2000\text{ kg/m}^3$ a pevnost v tahu je okolo $3,5\text{ GPa}$. Zde je na obrázku č. 3 vidět tkanina poskládaná z několika pramenů (rovingů – 20-60 vláken) skleněných vláken. Použili jsme pro olamínování povrchu křídla.



Obr. 3 Tkanina ze sklených vláken

2.2.4 Aramidová (kevlarová) vlákna

Aramidová vlákna jsou vyráběna z organických polymerů, jejichž chemické vlastnosti dávají tomuto vláknu vysokou pevnost a tuhost. Průměr jednoho vlákna je 12 μm . Hustota se pohybuje okolo 1450 kg/m^3 . Stejně jako u skleněných vláken, mají i tato vlákna výhody a nevýhody. Oproti skleněným vláknům, jsou tyto aramidová vlákna lehčí, ale s podobnou pevností v tahu. Ovšem pevnost kolmo na tyto vlákna je mnohem nižší, z tohoto důvodu není dobré použít tento materiál na konstrukce, které jsou namáhané na ohyb nebo tlak. A přesně z tohoto důvodu nebude použito aramidových vláken na našem modelu křídla.



Obr. 4 Aramidová tkanina

2.2.5 Karbonová vlákna

Karbon se ve své přirozené podobě nepoužívá. Ale dají se z karbonu vytvořit umělá karbonová vlákna, která mohou být v rozmezí tloušťky 6-8 μm . Vytvořením karbonových pásků složených z několika desítek karbonových vláken, které se poté zpracují do tkaninové podoby a spolu s polymerní matricí vytvářejí tzv. Carbon Fiber Reinforced Plastics (CFRP). Mezi vlastnosti toho materiálu patří např. obrovská modulová pružnost a pevnost, která přesahuje vlastnosti oceli. Další vlastností je vysoká pevnost v tahu, která dosahuje až 7 GPa spolu s nízkou hustotou pohybující se v blízkosti 1800 kg/m^3 . Další důležitou vlastností je chemická stálost. Tento materiál má jedinou nevýhodu, a to je cenová marže. Ale nejen z tohoto důvodu nebude karbon použit ve velké míře na tomto modelu. Jako druhý důvod je třeba uvést hustotu. I přes svou velice nízkou hustotu spolu s vynikající pevností, však není vhodné, aby se z velké části model vyráběl z tohoto

materiálu. Proto jediné využití karbonových vláken, bude u hlavního a pomocného nosníku, které budou přenášet síly z potahu na centropoplán.



Obr. 5 Role karbonové tkaniny

2.2.6 Matrice

Matrice je pojivo, které používáme ke spojení vláknových kompozitů, jehož úkolem je přenos sil mezi vlákny nebo materiály, dále také chrání výztuž proti vnějším vlivům. Je třeba, aby tažnost matrice byla vyšší než tažnost vlákna, naopak je třeba, aby pevnost vláken byla vyšší než pevnost lepidla. Mezi tyto matrice (pojiva, lepidla) patří mnoho odlišných druhů lepidel. Některá jsou vhodná jen pro určité kompozity a jiná naopak mohou narušovat strukturu jiných kompozitních materiálů.

Nenasycené polyesterové pryskyřice (UP-R) jedna z nejvíce se uplatňujících pryskyřic pro výrobu kompozitních materiálů. Pryskyřice je slabě nažloutlé barvy, kterou lze vytvrdit za tepla, nebo i bez zvýšené teploty, a při vytvrzování se uvolňuje teplo, přičemž dochází k objemovému smrštění 5-9%, což je docela velké. Mezi vlastnosti patří chemická odolnost, ale jen vůči některým kyselinám. Nelze totiž vyrobit pryskyřici, která by odolávala všem kyselinám.

Fenolická pryskyřice (PF-R) je pryskyřice vyráběná z fenolů a 30-50% jsou vodní roztoky aldehydů. Při výrobě kompozitů se moc nepoužívají, protože zpracování je ztíženo použitím kyseliny a vznikem zplodin. Mají vysokou tepelnou a chemickou stálost.

Cyanoakrylátové lepidlo (též známé jako **sekundové lepidlo**) je jedno z lepidel na bázi akrylátu, který má ale blíže k anaerobním lepidlům. Tyto lepidla jsou vysoce nestabilní a již při nanesení tenké vrstvy na povrch materiálu se začne pojivo vytvrzovat. Proces tuhnutí je zahájen z vlhkosti, která je přirozeně na všech materiálech a má mírnou zásaditost. Toto lepidlo je primárně určeno k lepení malých plastových a pryžových částí.

Epoxidové lepidlo je běžně používané lepidlo, které bývá složeno z pryskyřice a vytvrzovací složky. Při smíchání těchto dvou složek vzniká vevnitř proces tvrdnutí tvořený polymerickou vazbou. Je potřeba tyto dvě složky dostatečně a přesně rozmíchat, jinak by mohlo docházet k zhoršeným vlastnostem, jako je pokles pevnosti a pružnosti. Existují také jednosložková epoxidová lepidla, která se při pokojové teplotě nevytvřují a až při dodání tepla nad 100°C dochází k vytvrzení. Tyto lepidla mají dobrou pevnost a chemickou odolnost a při vytvrzování se nesmršťují.

3 Konstrukce ultra lehkého křídla

Všechny konstrukce křídel musí přenášet ohybový a kroutící moment a tzv. posouvající sílu. Proto lze konstrukce rozdělit na křídla s nosným potahem, dále na křídla s nenosným potahem a na křídla geodetické konstrukce.

Konstrukce s nenosným potahem

Tato konstrukce křídel přenáší jediné tlakové síly působící na potah křídla. Proto nemůže být použit potah křídla k vytvoření torzních skříní. Musí tedy obsahovat jiný způsob přenosu momentového zatížení křídla. To může být přenášeno za pomoci skříňových nosníků, které přenášejí jak ohyb, tak i krut. A nebo pomocí prostorových výztuh, které přenášejí krut. Nejjednodušším příkladem skříňového nosníku je trubka. Tento typ nosníku se používá u lehkých sportovních letounů.

Konstrukce s nosným potahem

Pomocí kovových potahů můžeme přenášet kroutící momenty u nosníkových konstrukcí a se zapojením podélných výztuh tak můžeme přenášet i ohybový moment. Škořepinové konstrukce křídla využívají pouze nosného potahu k přenosu veškerého zatížení. Dále se dělí konstrukce s nosným potahem na nosníkové, nosníkové poloskořepinové, poloskořepinové a škořepinové. Dále podle počtu použitých nosníků na

jednonosníková, dvounosníková a vícenosníková. Podobně to je u poloskořepin, které se dělí na bezstojinové, jednostojinové, dvoustojinové a více stojinové.

3.1 Nosníková konstrukce

Nosníkové konstrukce využívají pro přenos vnějších sil jeden, dva a nebo více nosníků. Tyto nosníky přenášejí všechny ohybové momenty, který na křídle vzniká. Krouticí moment se poté přenáší pomocí vytvoření tzv. torzní skříně, která vznikne spojením dvou nosníků a nosného potahu. Nosníková křídla se využívají pouze pro malé a pomalé letouny, které nepřevyšují s plošným zatížením na křídle větší než 150 kg/m^2 .

Mezi výhody konstrukce patří: schopnost dobře přenášet i velké zatížení, dobrý přenos sil i po připojení dalších částí na křídlo. Pro uchycení křídla k trupu letadla stačí použít dva závěsy a technologické otvory lze snadno do potahu vetknout, aniž by bylo potřeba jakkoli speciálně zesilovat potah.

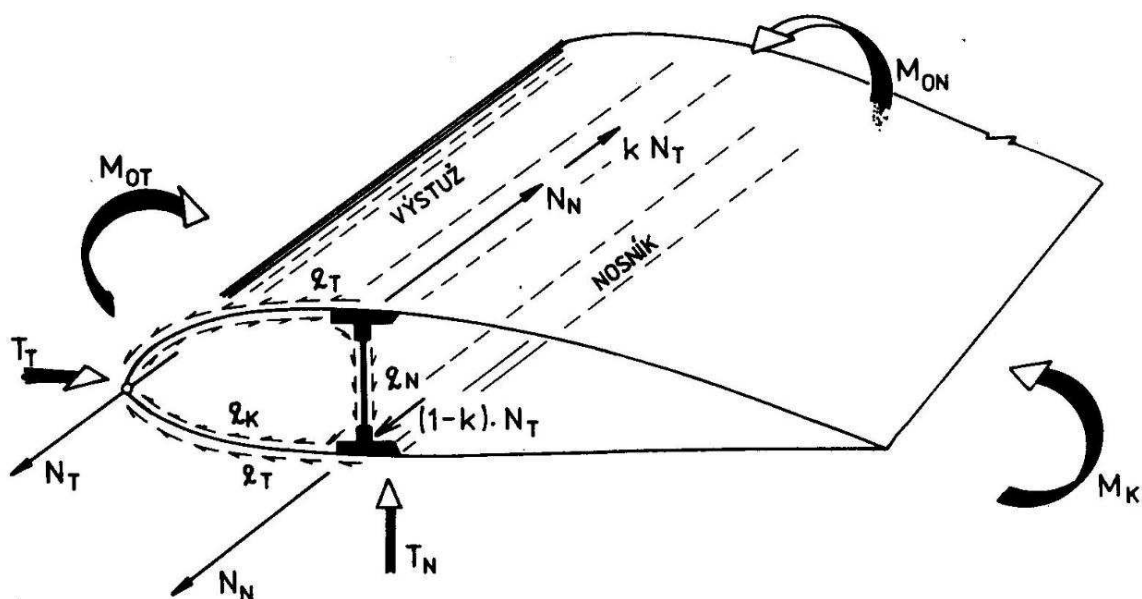
Mezi nevýhody konstrukce patří: pokud se poškodí konstrukce nosníků, lze předpokládat katastrofický důsledek, jelikož tyto nosníkové konstrukce nesplňují požadavky na fail-safe konstrukce, které by i při poruše měly nadále fungovat beze změny. Potah nám nepřenáší ohyb, ale jen krut. A pokud bychom nepoužili podélné výztuhy, nebylo by použití křídla vhodné ani efektivní.

Mezi křídla, která se používají, patří jednonosníkové křídlo s torzní dutinou v náběžné části, jednonosníkové křídlo dvoj dutinové konstrukce a dvojnásníkové konstrukce. Mezi tyto konstrukce se dá zařadit i nosníková poloskořepina, která je kombinací nosníkové a skořepinové konstrukce.

3.1.1 Jednonosníkové křídlo s torzní dutinou v náběžné hraně

Toto křídlo je jednodutinové konstrukce, která vzniká spojením přední vyztužené náběžné hrany spolu s nosníkem ve tvaru I a potahem, čímž se tvoří torzní dutina. Nosník je umístěn v místě největší hloubky profilu. Zadní odtoková hrana je pouze určena k přenosu aerodynamických zatížení, nikoliv ohybových, kroutících momentů a posuvných sil. Příčný přenos zatížení je vyztužen pomocí soustavy žeber. Jak lze vidět konstrukci na obrázku č. 6, oba ohybové momenty jak v normálové, tak v tečné rovině, se přenáší pomocí nosníku a výztuží v přední náběžné hraně a krouticí moment je přenášen celou

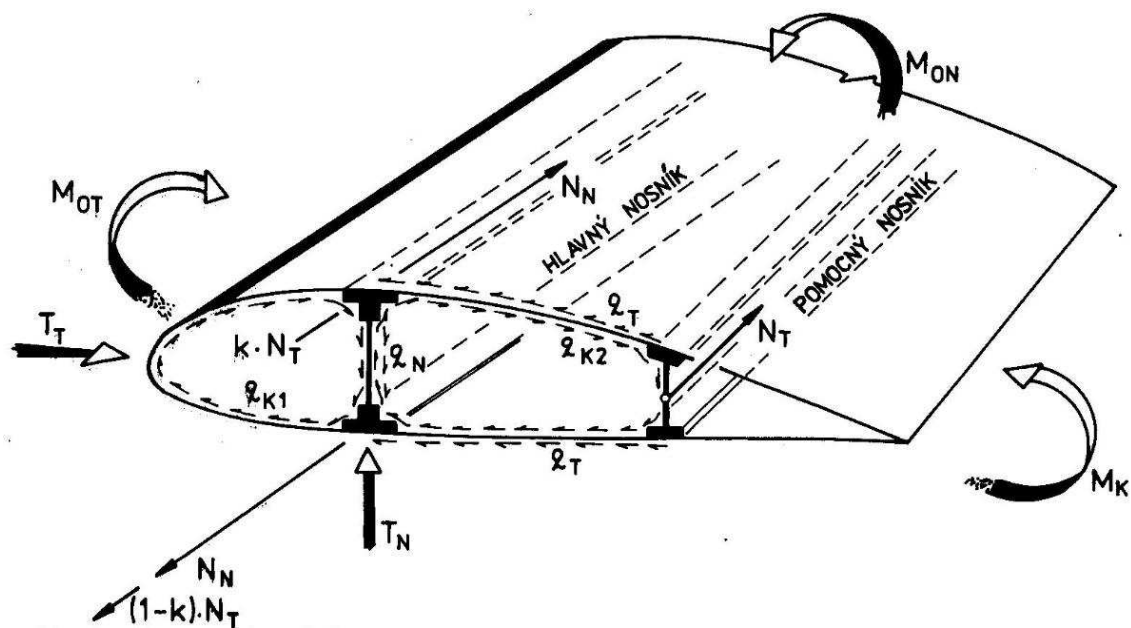
torzní skříní. Posouvající síly jsou přenášeny jak nosníkem, tak předním vyztuženým potahem.



Obr. 6 Konstrukce jednonosníkového křídla s vyztuženou náběžnou hranou

3.1.2 Jednonosníkové křídlo dvoudutinové konstrukce

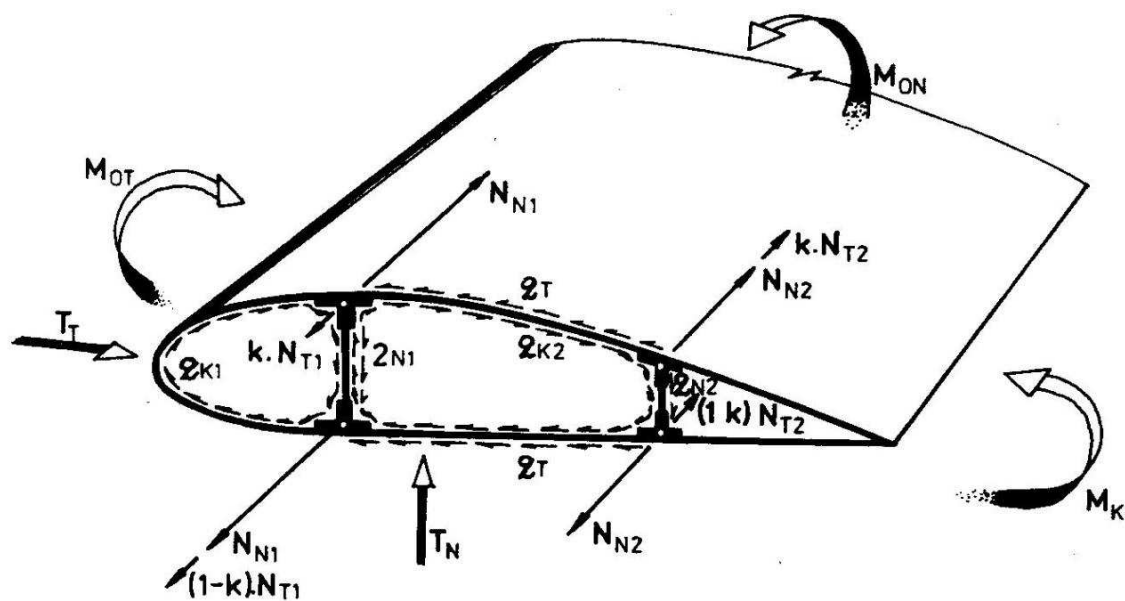
Tato konstrukce se od té předchozí liší tím, že je v zadní části umístěn pomocný nosník. Společně s přední vyztuženou náběžnou hranou a hlavním nosníkem vzniká první torzní duti a společně s hlavním a vedlejším nosníkem vzniká druhá torzní dutina. Navíc se pomocný nosník podílí na přenosu zatížení od vztlačových klappek a ovládacích křidélek. V tomto případě je tedy potah nosný po celém křídle. A je třeba, aby v kořenové části byl potah zesílen, kvůli přenosu sil z pomocného nosníku na hlavní nosník. Konstrukci lze vidět na obrázku č. 7. Pro přenos ohybového momentu se podílí oba nosníky, pro přenos krouticího momentu se podílí celý potah. Posouvající síly se přenáší stojinou hlavního nosníku a horním a spodním potahem.



Obr. 7 Jednonosníkové křídlo dvoudutinové konstrukce

3.1.3 Dvounosníkové křídlo

Obdobný případ jako u předchozí konstrukce, kde nám také vznikly dvě torzní dutiny. Ovšem v tomto případě zde nemáme pomocný nosník, ale druhý hlavní nosník, který přenáší síly na konstrukci trupu. Na rozdíl od předchozího se tedy v této konstrukci objevují dva závěsy i u kořenového nosníku. Pro ilustraci lze přenos sil vidět na obrázku č. 8.



Obr. 8 Dvounosníkové křídlo

3.1.4 Nosníková poloskořepina

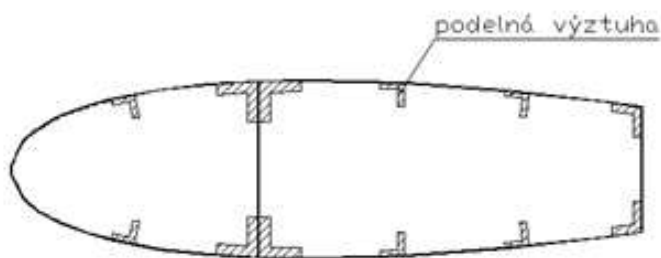
Tato konstrukce navazuje na nosníkovou konstrukci, jelikož hlavním nosným prvkem stále zůstává jeden nebo dva nosníky. Rozdílem však je, že do konstrukce jsou přidány podelníky po celé délce křídla. Tyto podelníky pomáhají lépe přenášet síly z potahu.

3.2 Poloskořepinová konstrukce

Poloskořepinové konstrukce využívají k přenosu zatížení hlavně potahu, který je vyztužený podelníky. Ale konstrukce může obsahovat i stojiny pro zpevnění konstrukce, čímž nám vzniká nosná skříň, která přenáší veškeré ohybové a krutové momenty společně s posuvnými silami. Můžeme tedy mít jednodutinové, dvoudutinové a nebo vícedutinové konstrukce podle počtu vyztužujících stojin.

Mezi výhody této konstrukce patří: větší využití nosného potahu, což nám přináší nižší hmotnost, dále vyšší tvarová stabilita a tuhost konstrukce. Dále se vnitřní prostory dají utěsnit a můžou sloužit jako integrované palivové nádrže.

Mezi nevýhody konstrukce patří: technologické a viziální otvory se musí vyztužit na potahu, aby byl potah schopný stále přenášet většinu zatížení. Dalším problémem je pak vytváření spojení k trupu letadla.



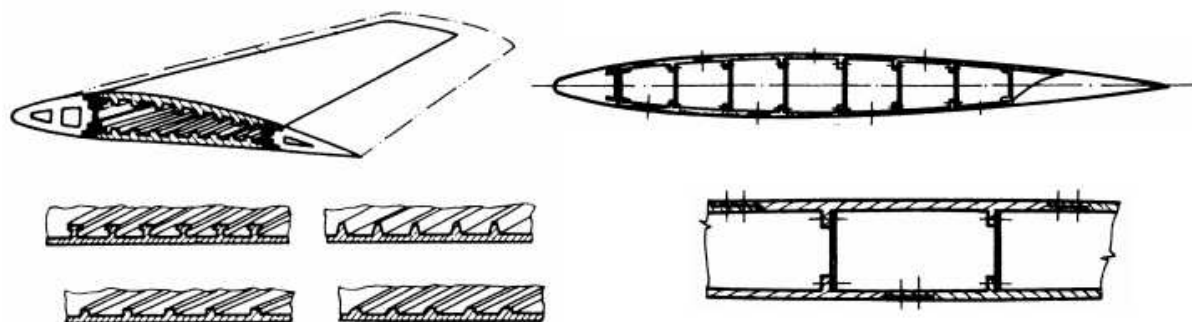
Obr. 9 Poloskořepinové konstrukce

3.3 Skořepinová konstrukce

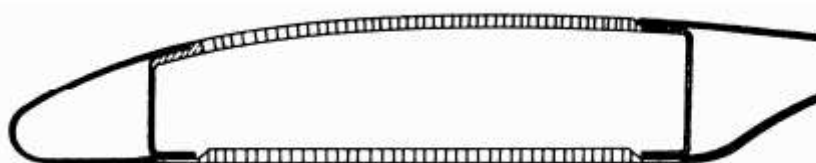
Teoreticky se jedná o dutinovou konstrukci křídla, která neobsahuje jediný prvek, který by jinak přenášel síly z křídla na centroplán nežli samotným potahem křídla. Ovšem prakticky je toto téměř nemožné. Z tohoto důvodu se pro lepší vlastnosti skořepiny používají tvarové profily, které nám pomáhají udržet tvar křídla nebo jiné pomocné nosníky. Ale tyto prvky pouze slouží na zpevnění konstrukce, zvýšení tuhosti a nebo

k přenosu sil z potahu na centroplán letadla. Nejčastěji se používají dvě základní skořepinové konstrukce. Mezi tyto patří integrální panelové konstrukce a sendvičové skořepiny.

Příklad panelové konstrukce:



Obr. 10 Panelová konstrukce



Obr. 11 Sendvičová konstrukce

Tak jako všechny konstrukce mají své výhody a nevýhody, tak i tato konstrukce má své výhody, mezi které patří dobrá tuhost a dobrý povrch spolu s nízkou váhou. A mezi nevýhody patří složitý přenos síly, obtížná oprava a nízká odolnost proti průrazu.

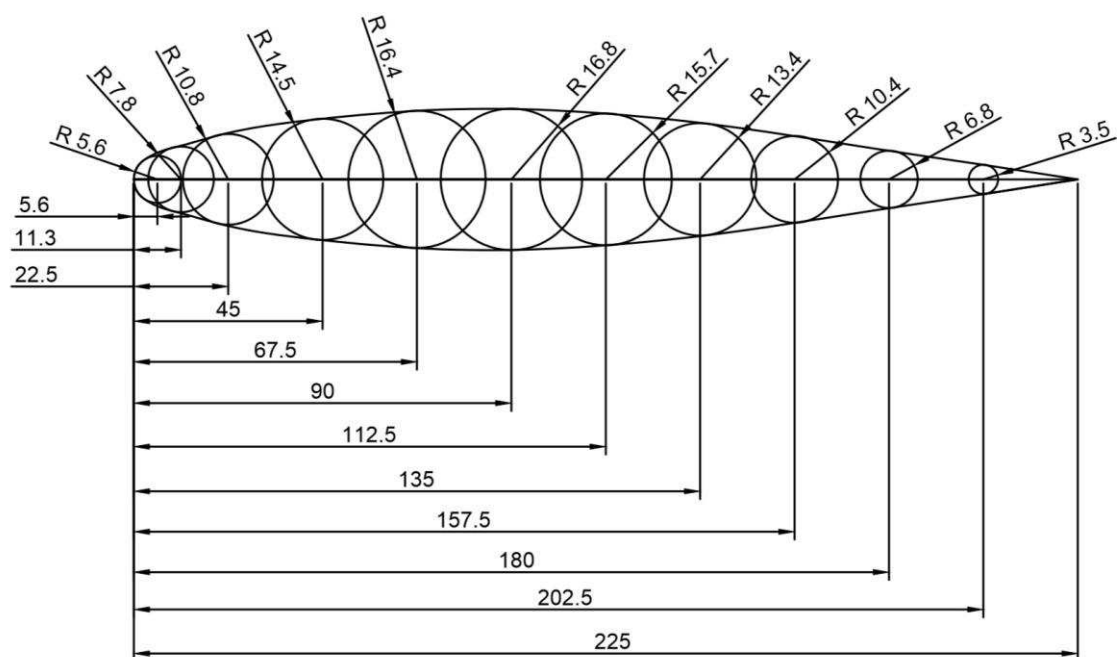
Na základě našich dosavadních zkušeností bude za optimální konstrukci považováno křídlo, u kterého ohybový moment, krouticí moment a posouvající sílu přenáší silný skořepinový potah. V kořenové části křídla jsou všechny druhy působících zatížení přeneseny pomocí nosníků, dvou trnů a zesíleného kořenového žebra buď do trupu, nebo centroplánu.

3.4 Použitá konstrukce pro toto křídlo

Konstrukce křídla představuje čistou skořepinu tvořenou silným potahem. Použitá žebra slouží jen k udržení požadovaného příčného tvaru křídla. V konstrukci křídla nejsou speciální podélné elementy, které by pomáhaly přenášet podélná zatížení vzniklá od ohybu křídla ani křídlo není vybaveno klasickými nosníky (s pásnicemi a stojinami) umístěnými podél celého rozpětí křídla, které by sloužily k přenosu ohybového zatížení křídla. Krátké nosníky kruhového průřezu, jakož i zesílená žebra v kořenové části, slouží k přenosu zatížení z křídla na centroplán. Takovéto propojení skořepinového křídla s centroplánem je běžně používáno nejen u modelů letadel, ale i u reálných konstrukcí letadel.

4 Profil ultra lehkého křídla

Na profily křídel je kladena spousta především aerodynamických požadavků (tloušťka profilu, tvar střední čáry profilu, poloměr náběžné hrany). V našem případě, kdy úkolem bakalářské práce je především navrhnout konstrukci křídla s ohledem na co největší únosnost křídla při co nejnižší jeho hmotnosti, byl při výběru profilu vliv aerodynamických požadavků na tvar profilu zanedbán, jelikož s výjimkou tloušťky profilu ostatní požadavky nemají podstatný vliv na pevnostní charakteristiky křídla. Jelikož v souladu se zadáním má být model křídla zhotoven a odzkoušen, byl vybrán profil co nejjednodušší z hlediska výroby požadovaného modelu křídla. Proto byl zvolen obdélníkový půdorysný tvar křídla se symetrickým profilem o maximální relativní tloušťce 15% (NACA 64₂A015). Rozpětí polokřídla rovné $L/2 = 90$ cm bylo zvoleno s ohledem na možnost nákupu. Hloubka křídla byla vypočtena z podmínky, že křídlo bude mít štíhlost $\lambda = 8$. V tomto případě hloubka obdélníkového křídla vychází 22,5 cm na následujícím obrázku je profil křídla znázorněn.



Obr. 12 Technický náčrt použitého profilu

Při výpočtu jednotlivých kružnic se vycházelo z tabulek tohoto profilu. Platilo, že x je vzdálenost na ose x v procentech od maximální hloubky profilu ($c=225 \text{ mm}$). A na tuto vzdálenost je kolmá y vzdálenost, která je taktéž v procentech maximální hloubky profilu.

X (% c)	Y (% c)
2,5	2,508
5	3,477
10	4,799
20	6,428
30	7,27
40	7,487
50	6,978
60	5,956
70	4,6
80	3,034
90	1,558

Tab. 1 Tabulka profilu NACA 64₂A015

Po přepočítání tabulky jsme potom dostali tuto výslednou tabulku:

x	y
5,6 mm	5,6 mm
11,25 mm	7,8 mm
22,5 mm	10,8 mm
45 mm	14,5 mm
67,5 mm	16,4 mm
90 mm	16,8 mm
112,5 mm	15,7 mm
135 mm	13,4 mm
157,5 mm	10,4 mm
180 mm	6,8 mm
202,5 mm	3,5 mm

Tab. 2 Vypočtené hodnoty pro NACA 64₂A015

5 Technologie výroby křídla

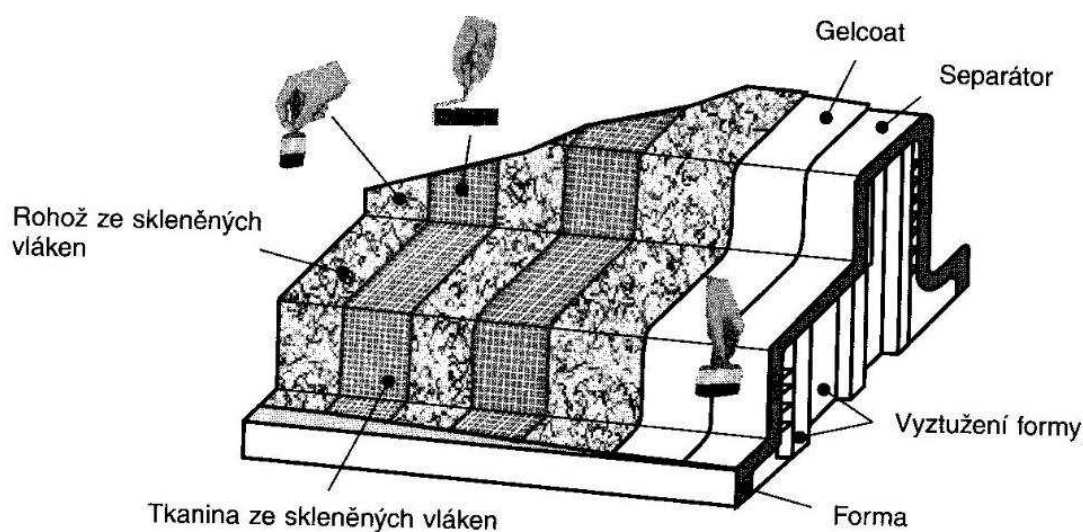
5.1 Technologie výroby

Pro výrobu je důležité, abychom zajistili, že výrobek bude mít určité vlastnosti, a to i při sériové výrobě. Dále záleží na materiálech, které použijeme k výrobě, a proto si musíme vybrat správný postup výroby, abychom vytvořili správný tvar společně s dobrým prosycením materiálu a k dobrému zalaminování při vytvrzování matrice. Jinak by mohly vznikat vnitřní vady, které by pouhým okem nebyly zjistitelné a mohly by vážně narušovat integritu výrobku, ale tyto vady nejčastěji delaminační, kdy se odseparují jednotlivé vrstvy, však můžou vzniknout i na vnějším povrchu.

5.1.1 Ruční kladení

Nejstarší, nejjednodušší a také nejlevnější varianta při výrobě kompozitů. Může se použít jak pro negativní formu, tak pro pozitivní formu. Na povrch formy se nanese tzv. separátor, což je látka, která nám po zaschnutí již vytvrzeného kompozitu pomáhá k lepšímu vyjmutí samotného výrobku. Na separátor se nanese vrstva tzv. Gelcoatu, což je

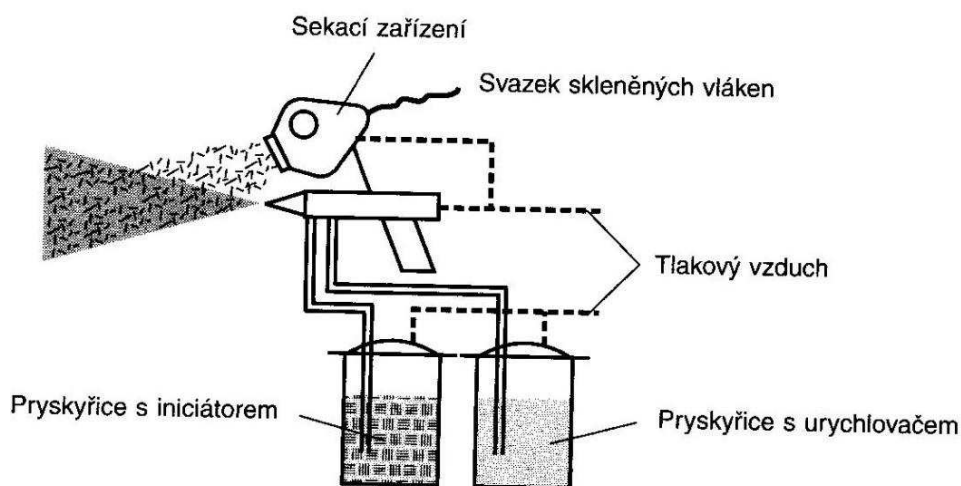
vrstva, která nám bude zajišťovat povrchovou estetičnost a zároveň slouží jako ochranný prvek vůči vnějšímu prostředí. Gelcoat se poté nechá buďto úplně zaschnout nebo jen částečně, aby trochu lepil, a začne se nanášet vrstva výztuže (skleněná vlákna nastříhaná, nebo tkaniny, atd.). Poté se pomocí štětce začne na výztuž nanášet pryskyřice, která nám slouží jako matrice (pojivo). Po dostatečném prosycení vyztužované vrstvy se celý nasycený povrch pojezdí pomocí rýhovaného válečku, který nám pomáhá odstranit bubliny, které mohly být mezi jednotlivými vrstvami anebo přebytečnou pryskyřici. Názorný příklad ručního kladení je na obrázku č. 13.



Obr. 13 Ruční kladení

5.1.2 Spray-up kladení

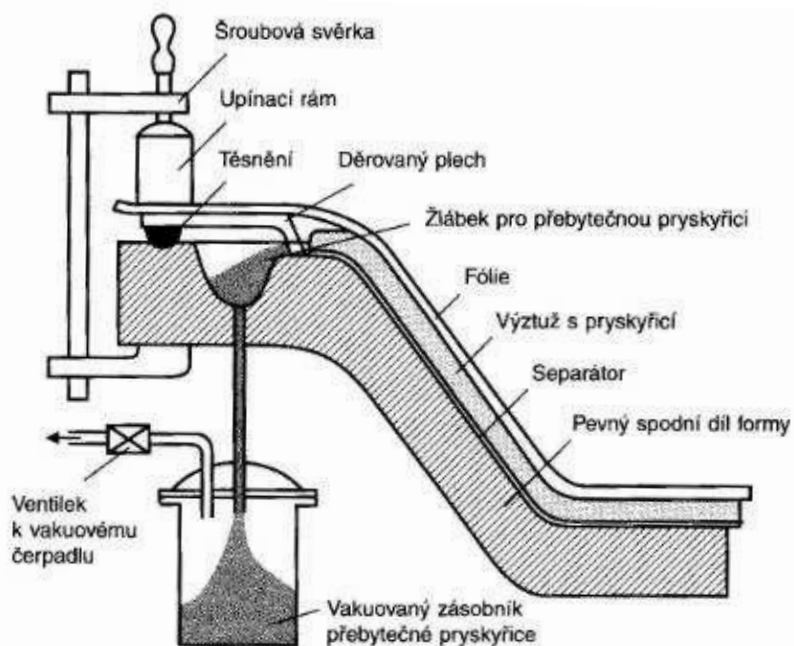
Jistý druh strojního nanášení (kladení) k výrobě kompozitů. Při tomto výrobním procesu se pod tlakem vzduchu nastříkává pryskyřice jednak s urychlovačem, tak i s iniciátorem a zároveň je zde přiveden svazek skleněných vláken nebo skleněných nasekaných vláken. Můžeme použít několik vrstev, ale je doporučeno každou vrstvu zvlášť prolisovat pomocí válečků k vytlačení bublinek a přebytečné pryskyřice. Příklad takového stříkacího zařízení je na obrázku č. 14.



Obr. 14 Spray-up kladení

5.1.3 Lisování pomocí vakua

Pokud potřebujeme, aby se pryskyřice dobře prositila s vrstvou výztuhy, můžeme použít vakuového přístroje, který pomocí odsávání vzduchu v uzavřeném prostoru, tak zvyšuje odsávání přebytečného vzduchu a pryskyřice pomocí odsávací tkaniny přes žlábek k odsávání přebytečné pryskyřice. Povrch se přikryje porézní separační folií na niž se položí již zmiňovaná odsávací tkanina. Poté se utěsní celý prostor okolo a začne se odsávat vzduch. Toto způsobí zhutnění laminátu. Příklad zařízení používaného k jednostranné laminaci lze vidět na obrázku č. 15.

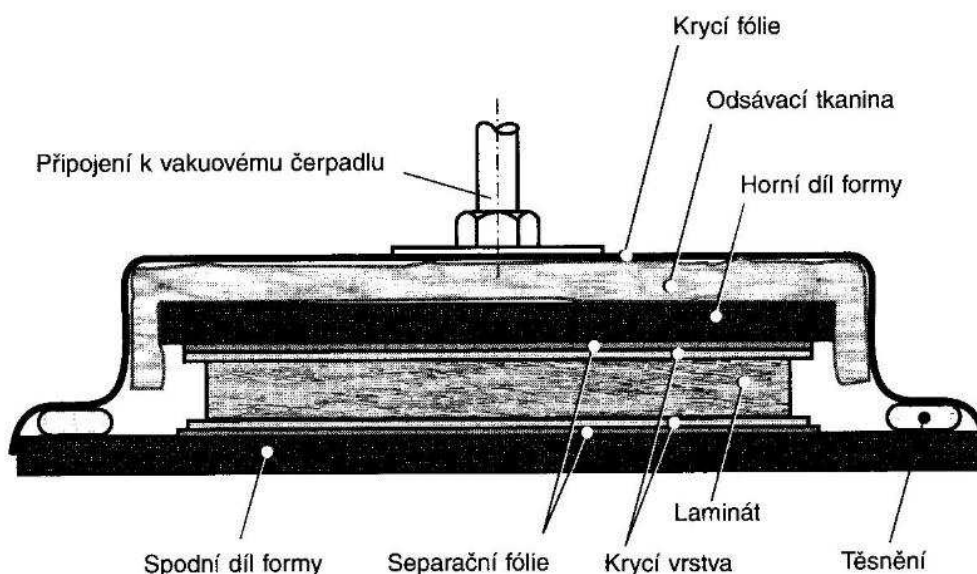


Obr. 15 Vakuové lisování

Vzhledem k tomu, že tato forma laminování není příliš náročná a v praxi se nám ukázalo, že při ručním laminování nám často vznikaly odseparované vrstvy, použili jsme tedy pro finální úpravu a zpevnění křídla tento typ technologie olaminování.

5.1.4 Lisování za tepla v autoklávu

Nejdražší a nejsložitější výrobní proces, ovšem výhodný pro sériovou výrobu. Hlavním používaným materiálem je prepreg (pre-impregnated, což v překladu znamená před-nasycený), což je již předem nasycená vrstva výztuhy a matrice. Poté se dá celá forma s prepregem do autoklávu, který nejdříve provede vysátí vzduchu, aby se případné bubliny odsály pryč. Poté se autokláv natlakuje na určitý přetlak mezi 2 – 25 bary, běžně se ale používá 8 barů. Příklad takového formování pomocí autoklávu lze vidět na obrázku č. 16.



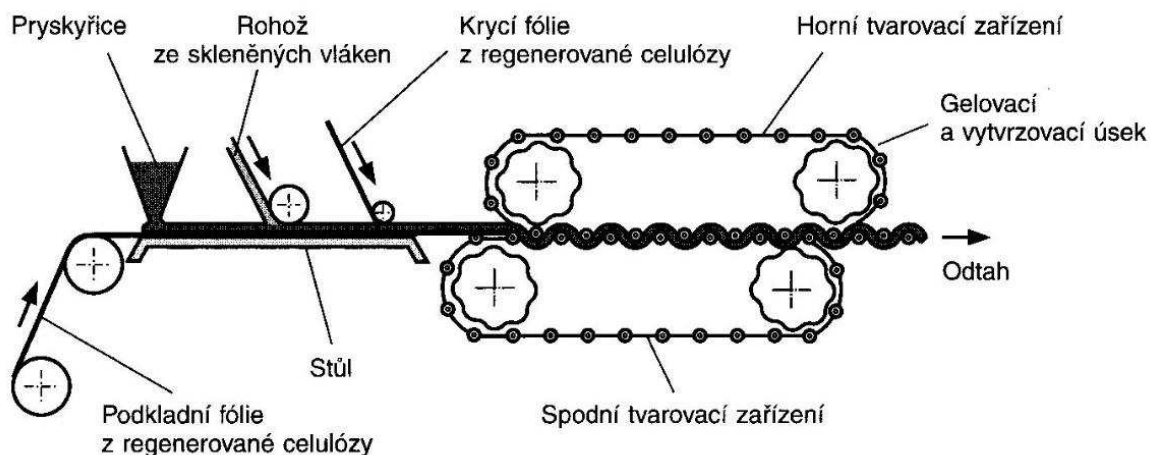
Obr. 16 Lisování za tepla s vakuem

5.1.5 Vysokotlaké vstřikování RTM

RTM = resin – transfer moulding, neboli v překladu tato zkratka znamená vysokotlaké vstřikování. Do formy se vloží výztuže, ať už nastříhaná skleněná vlákna, nebo tkaniny, ale také třeba pěnová jádra. Pod tlakem se do formy vstřikuje pryskyřice. Po vyplnění formy se pro lepší nasycení výztuže a odstranění bublin používá dalšího odsávání vzduchu. Pokud použijeme pouze vakuový způsob, k rozložení pryskyřice po celé formě, říkáme tomuto typu vakuuminjekční technologii.

5.1.6 Kontinuální laminování

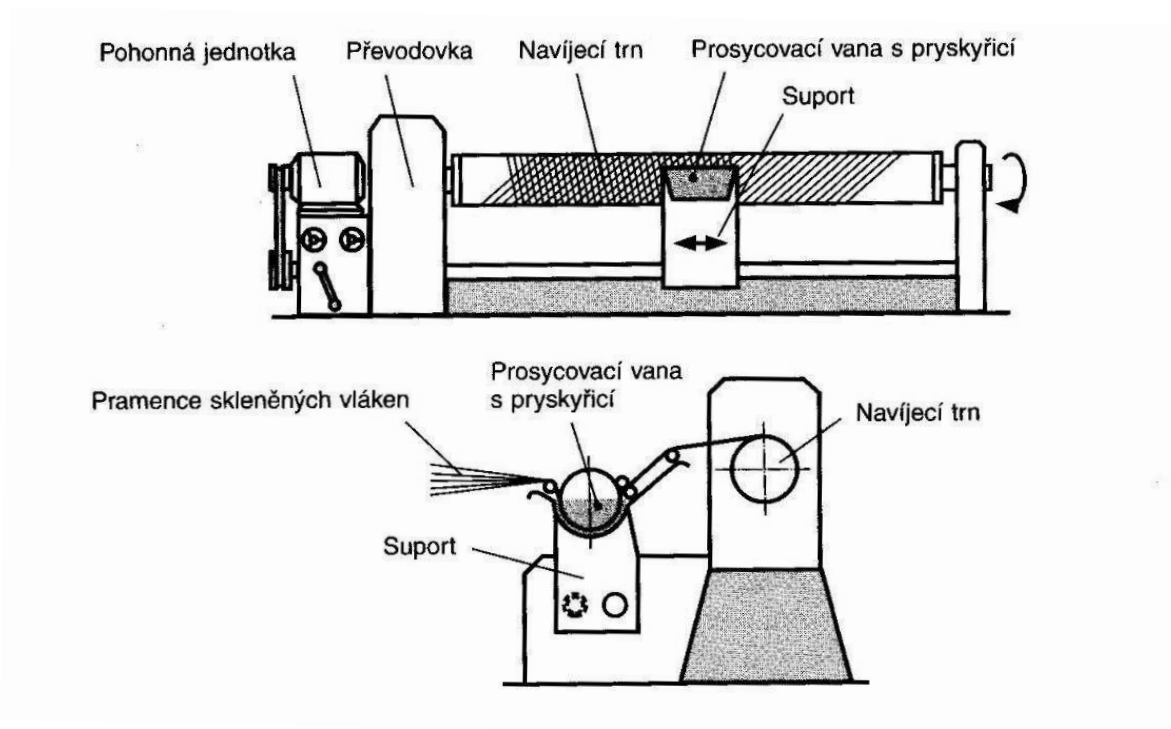
Tento technologický proces slouží k výrobě nekonečně dlouhých pásů, které mohou být ploché anebo příčně a podélně zvlněné. Na základní spodní fólii se nanáší pryskyřice, poté se na povrch nanáší výztuž a na povrch se dává další krycí horní fólie. Takto vytvořený celý plát, se pak lisuje uvnitř tvarovacího zařízení, které je umístěno z vrchu i ze spodu. Výrobu příčně zvlněných nekonečných pásů lze vidět na obrázku č. 17.



Obr. 17 Kontinuální laminování

5.1.7 Technologie navíjení

Pokud potřebujeme vyrobit duté kulaté výrobky, můžeme použít technologii navíjení. Na navíjecí trn, který se otáčí při konstantních otáčkách, se začne navíjet pramenec vláken. Tyto vlákna jsou předem nasycena na suportu v pryskyřici a obalují postupně navíjecí trn. Pro zajištění střídání úhlů, pod kterými vlákno navíjíme, se používá již zmíněný suport, který se může pohybovat zleva do prava a mění tak navíjecí úhel. Je však možno místo pramenců vláken použít také pásy z tkanin nebo rohoží. Funkce toho zpracování lze vidět na obrázku č. 18.



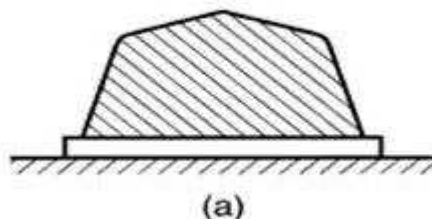
Obr. 18 Navíjecí technologie

5.2 Výroba podle druhu formy

Podle formy lze taktéž rozdělit způsob laminování. Můžeme laminovat do negativní formy, na pozitivní formu anebo pro potřebu dutého křídla se může použít metoda odleptávací.

5.2.1 Laminování na pozitivní formu

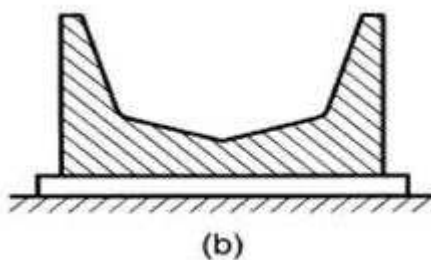
Je to nejlevnější a nejjednodušší varianta, jelikož samotná forma se dá přeložit přes součást nebo objekt, pro který chceme vyrobit formu. Tato forma má snad jedinou výhodu, a to že je snadná na výrobu a jde vyrobit celkem rychle. Ale má spoustu nevýhod: finální laminovaná součástka je větší než ta původní, musela by se tedy buďto pracně upravovat anebo udělat nová o něco menší forma. Také se tato forma nedá mnohonásobně použít, a proto se hodí na návrh výrobků nebo pro výrobu jednoho kusu.



Obr. 19 Pozitivní forma

5.2.2 Laminování do negativní formy

Negativní forma bývá většinou dražší na výrobu, ale oproti pozitivní formě nabízí hned několik výhod. Výrobky z této formy mají vždy hladký povrch, takže se nemusí složitě opracovávat jako u pozitivní formy. A obzvláště se negativní forma vyplatí, pokud slouží pro výrobu nad 10 kusů.



Obr. 20 Negativní forma

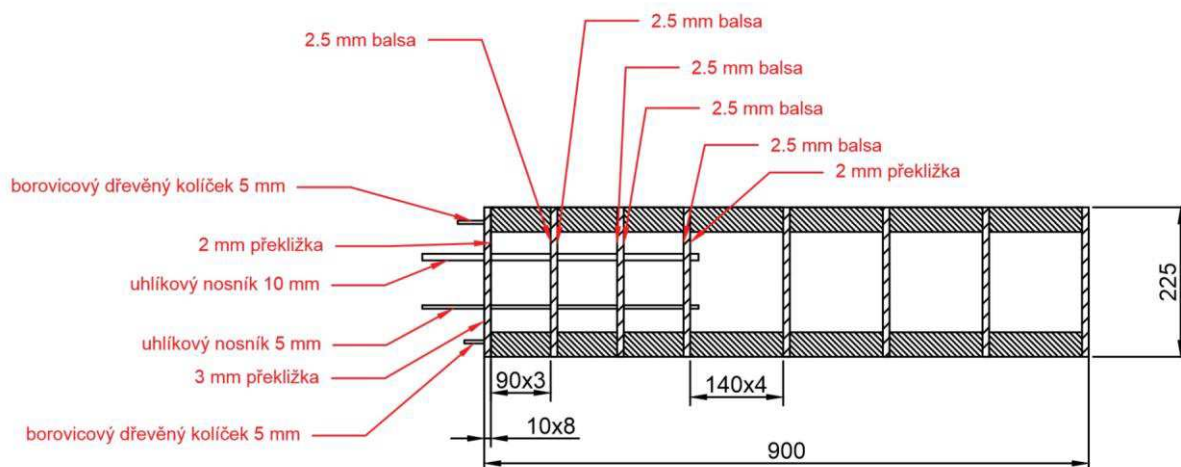
5.2.3 Odleptávací metoda

Tato metoda se dá použít pro složité tvary, které lze vyrobit z pěnových materiálů. Tento pěnový materiál se následně oblaminuje s tím, že se nechá přístup dovnitř k pěnové výplni. Přes tento otvor se dovnitř naleje kyselina, která vyleptá pěnový materiál, ale nechá laminát v celku. Nevýhodou tohoto postupu je, že kyselina nemusí naleptávat laminát, ale např. jiné materiály, které bychom chtěli za normálních okolností ponechat.

5.3 Technologie použita pro toto křídlo

Jelikož je křídlo vyrobeno v podstatě na pozitivní formu, rozhodli jsme se olaminovat povrch křídla pomocí vakuové metody.

Zde na obrázku č. 21 je technologický výkres půdorysného tvaru křídla.



Obr. 21 Půdorysný náčrt křídla

Jednou z prvních věcí bylo, že se z papírové šablony vyřezal hliníkový profil. Dále tento profil sloužil jako šablona pro vyřezání profilů z 1cm tlustého expandovaného polypropylenu (EPP). Těchto profilů se udělalo celkem 8. První 4 jsou poté vyztuženy pro lepší přenos zatížení na uhlíkové nosníky, které jsou později vlepeny do těchto 4 profilů. Z balsy se pomocí šablony vyřezaly 4 profily o tloušťce 2,5 mm a přilepily se na polystyrénový profil z obou stran. Na třetí profil se z třívrstvé překližky o tloušťce 2,0 mm vyřizly další tři profily. Na poslední profil se tedy z jedné strany (vnitřní) přilepil poslední 2.0 mm profil a pro vnější kořenovou stranu se vyřezal z 3 mm šestivrstvé překližky poslední profil, který se taktéž přilepil. Výrobní proces lze vidět na obrázku č. 22.



Obr. 22 Profily křídla

Po době zaschnutí a vytvrzení lepidla se profilová žebra obrousila na finální tvar a pomocí šablony se vyvrtaly otvory pro uhlíkové nosníky. Poté se vyřezaly z polystyrénu XPS tvarové mezi vložky, tři kusy délky 9 cm a čtyři kusy délky 14 cm. První tři kusy se vlepily mezi 4 vyztužené profily a nechaly se zaschnout, jak je vidět na obrázku č. 23.



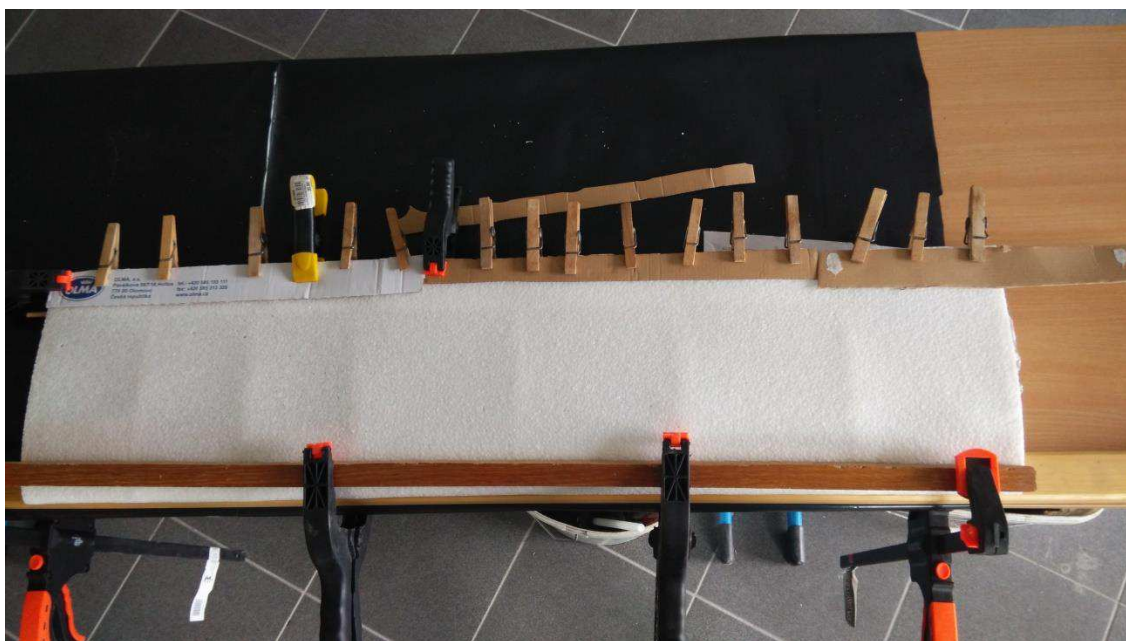
Obr. 23 Postupný průběh lepení

Ovšem kvůli uchycení dřevěného nosníčku do kořenového profilu, bylo nutno odstranit pěnový tvarový mezikus a nahradil ho mezikusem slepeného z kusů balzy a obroušeného na potřebný tvar. Dále se zasunuly oba nosníky do předem vyvrtaných otvorů a zalepily se, aby se nemohly pohnout. Mezi profily byly vlepeny balzové špalíčky na ještě lepší přenos sil v kořenové části. Následně se přilepily i zbylé profily s mezikusy a vznikl základní tvar pro křídlo, jak lze vidět na obrázku č. 24.



Obr. 24 Vnitřní struktura křídla

Do kořenového profilu se navrtaly další dvě díry s průměrem 5mm, které sloužily pro vlepení dvou dřevěných kolíků, pro ještě lepší přenos ohybových a krutových momentů. Dalším krokem pak bylo přilepení plátna polypropylenu (EPP) na povrch profilů, který nám vytváří základní skořápku křídla a zvyšuje pevnostní vlastnosti. Takto vypadalo křídlo po nalepení potahu a bylo potřeba nechat lepidlo zaschnout, jak lze vidět na obrázku č. 25.



Obr. 25 Křídlo po přilepení plátu na povrch

A posledním krokem je olaminování celého potahu, pro celkové zpevnění konstrukce. Při tomto olaminování, byl ještě na povrch křídla vlepen z každé strany jeden uhlíkový roving. Finální výrobek je tedy vidět na obrázku č. 26. Další povrchové úpravy se neprováděly, jelikož pro zátěžovou zkoušku nebyly potřebné.



Obr. 26 Finální křídlo

6 Pevnostní zkoušky křídla

Hlavním nosným elementem, který přenáší veškerá zatížení (ohybový moment, krouticí moment a posouvající sílu) u tohoto křídla, je silný skořepinový potah.

Při pevnostní zkoušce je nutno kořenovou část křídla spojit s konstrukcí určenou pro spojení vnější části křídla s centroplánem, a to tak, aby během zkoušky tato část byla dostatečně pevně spojena se zkušebním stendem. K přenosu všech zatížení působící na křídlo na centroplán slouží dva trubkové nosníky a dva krátké ocelové nosníčky umístěné na náběžné a odtokové hraně.

Při pevnostní zkoušce křídla je nutno řešit následující problémy:

- zajištění požadovaného rozložení zatížení jak po rozpětí, tak i po hloubce křídla,
- zavádění sil působící na konstrukci křídla do zkušebního vzorku.

6.1 Běžné pevnostní zkoušky

Pro zavádění zatížení do zkoušené konstrukce křídla se ve zkušebnách používají tyto způsoby:

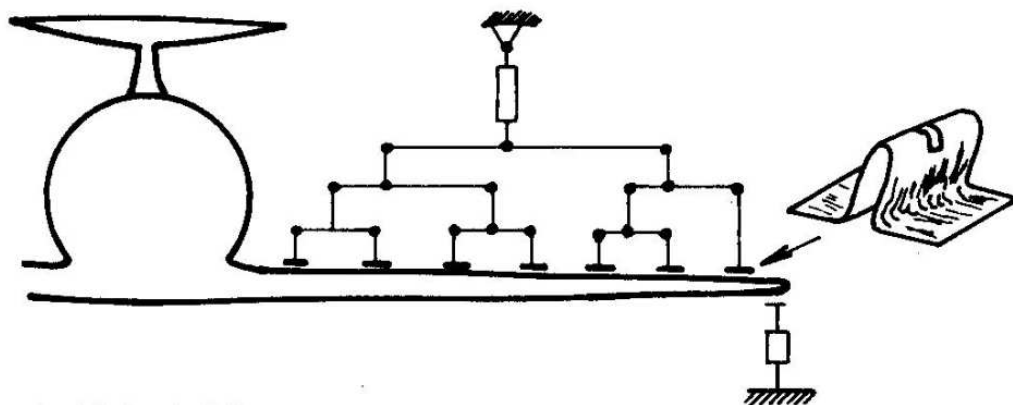
- a) imitování zatížení pomocí přibližného zatížení běžným materiálem

Na obrázku č. 27 lze vidět simulaci zatížení pomocí pytlíků se zátěžovým materiálem pro zatížení výškového stabilizátoru.



Obr. 27 Zátěžová zkouška

b) nalepení v příslušném řezu křídla pásů z textilu (tzv. placek), do kterých se následně vloží dřevěné špalíky a připevní se k nim ocelová lanka. Umístění těchto špalíčků musí být takové, aby co nejvěrněji došlo k imitaci zaváděného zatížení, které s určitým přiblížením odpovídá teoretickému průběhu zatížení. Lanka od špalíčků jsou vedena na vahadlový mechanismus. Celá soustava vahadel je pak napojena na hydraulický zatěžovací válec. Velikost zatížení odečteme ze siloměru.



Obr. 28 Zátěžová zkouška pomocí "placek"

c) nejvhodnějším způsobem zavádění zatížení do potahu skořepiny je použití kleštin místo pásů z textilu.



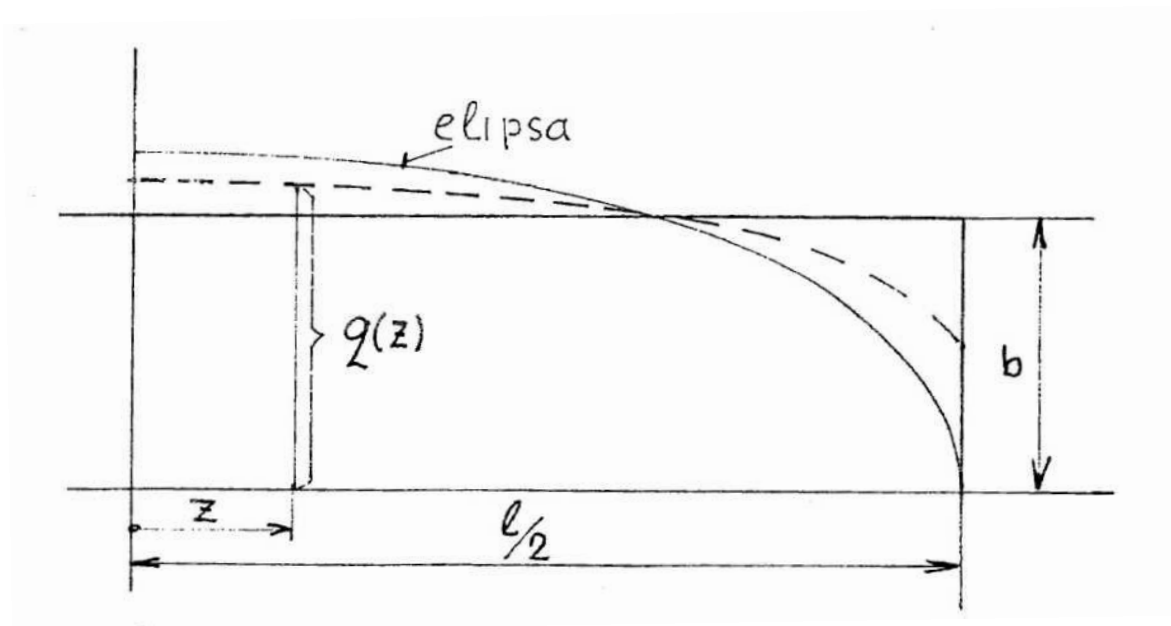
Obr. 29 Zátěžová zkouška pomocí kleštin

6.2 Stanovení celkového zatížení křídla, jeho rozdělení do hmotnostních bodů

Model, jehož křídlo podrobíme statickým pevnostním zkouškám, a to pro předem spočítané násobky, které budou velikosti 2, 4 a 6, k čemuž bude připočtený i bezpečnostní koeficient rovný 1,5.

Rozdělili jsme si tedy křídlo na pět stejně velkých částí. A pro každou tuto část jsme udělali střed a změřili vzdálenost těchto středů od kořene křídla. Vyšly nám tedy jako hlavní body pro usazování zátěže tyto vzdálenosti v centimetrech: 9; 27; 45; 63; 81. Do těchto bodů budeme vkládat zatěžující materiál.

Přesné stanovení rozložení po rozpětí křídla je poměrně pracné a pro naše účely zbytečné, použijeme proto přibližnou Schrenkovu metodu [Str. 22 - 24][č. 17] - viz obrázek č. 30.



Obr. 30 Rozložení zatížení na křídle pomocí Schrenkovy metody

Z obrázku je zcela jasný jednoduchý postup řešení pro obdélníkové nezkroucené, přímé křídlo o rozměrech $l/2=90\text{ cm}$, $b=22.5\text{ cm}$.

Pro křídlo obdélníkového tvaru platí pro souřadnici $q(z)$ vztah:

$$q(z) = \frac{Y}{l} \left(\frac{1}{2} + \frac{2}{\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2z}{l} \right)^2} \right)$$

(6) Schrenkova rovnice pro vypočtení
rozložení zatížení

Potřebujeme tedy spočítat, jak velká bude vztlková síla pro jednotlivé násobky. Velikost plošného zatížení jsme volili vzhledem k teoretické váze celkového modelu. Brali jsme tedy, že pokud by byl celý model vyroben, tak by plošné zatížení působící na křídlo bylo $p = 0,5\text{ g/cm}^2$ (po převodu tedy $0,0005\text{ kg/cm}^2$), toto zatížení odpovídá modelu, který by měl přibližnou váhu 2,025 kilogramu. Plocha křídla se spočítala pomocí vzorečku $S = b \cdot l$, kde b je hloubka křídla a l je celková délka křídla, tedy 180 cm. Plocha křídla nám tedy vyjde 4050 cm^2 . Nesmíme zapomenout, že Schrenkova metoda uvažuje ve

výpočtu s rozměry a velikostmi pro celkové křídlo, kdežto my máme vyrobeno pouze polokřídlo.

$$Y = n \cdot f \cdot p \cdot S \cdot g$$

$$Y = n \cdot 1,5 \cdot 0,0005 \cdot 4050 \cdot 9,81$$

$$Y_{n=2} = 60N = 6 \text{ kg}$$

$$Y_{n=4} = 121N = 12,1 \text{ kg}$$

$$Y_{n=6} = 180N = 18 \text{ kg}$$

(7) Rovnice pro výpočet vztlaku

Takto nám tedy vyšly hodnoty Y pro jednotlivé násobky. Nyní jsme spočítali pomocí Schrenkovy metody jednotlivé hmotnostní rozložení po křídle pro dané násobky. Vytvořili jsme pro to tyto tabulky:

Y=60 N	
n=2	p=0,5g/cm ²

z [cm]	q	F [N]
0	0,379	
9	0,378	6,804
27	0,369	6,642
45	0,35	6,3
63	0,318	5,724
81	0,259	4,662
90	0,167	

Y=120N	
n=4	

z [cm]	q	F [N]
0	0,757	
9	0,755	13,59
27	0,7328	13,28
45	0,7009	12,6
63	0,6364	11,45

81	0,518	9,324
90	0,333	

Y=180N

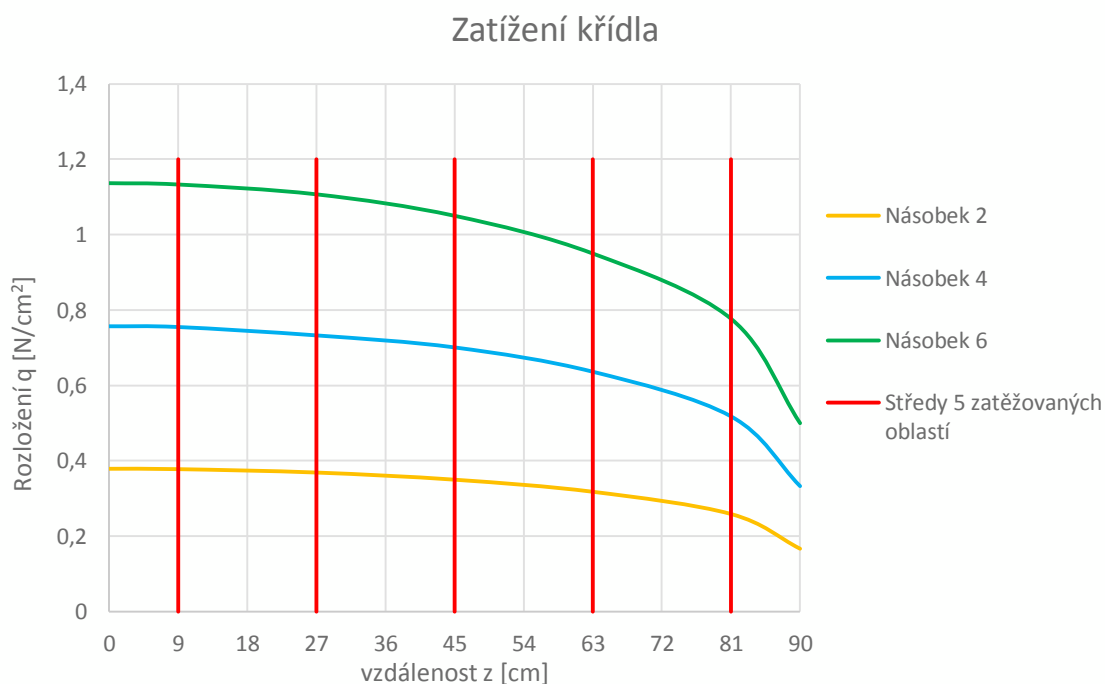
n=6

z [cm]	q	F [N]
0	1,1366	
9	1,133	20,39
27	1,107	19,926
45	1,05	18,9
63	0,95	17,1
81	0,777	13,98
90	0,5	

Tab. 3 Tabulky z výpočtu pomocí Schrenkovy metody

V tabulkách se objevuje síla F , což je vypočtená síla, která působí na plochu o délce 18 cm pro již vypočtené q . Výsledné q tedy násobíme 18 a vyjde nám síla, kterou je zatížena tato plocha. Pro kontrolu se tyto hodnoty sečetly dohromady, což pokud jsme počítali správně, by nám mělo dát téměř přesnou polovinu Y . Polovina Y to musí být proto, jelikož my jsme vyrobili na zkoušku pouze polokřídlo a tedy celkové zatížení se musí rozdělit na dvě poloviny.

A k tomu vykreslený graf pro rozložení zatížení:



Graf č. 1 Znázornění rozložení zatížení

Rozložení zatížení po hloubce křídla

Zde budeme vycházet z toho, že vztlak je přiložen v působišti vztlaku, který se nachází ve čtvrtinovém bodě. Pro určení kroutícího momentu jsme uvažovali, že pokud zatížíme křídlo v $\frac{1}{4}$ profilu, tedy v místě vzniku vztlaku na symetrickém profilu, bude se křídlo kroutit vůči elastické ose křídla.

6.3 Zkouška křídla samotného a dosažené výsledky

Pro potřeby zkoušky křídla byl ze dřeva vyroben zkušební stand, který se poté pomocí svorníků přidržel ke stolu, jak lze vidět na obrázku č. 31.



Obr. 31 Zátěžová zkouška křídla

Poté se odměřily na křídle vzdálenosti z , které jsme měli z předem připravených tabulek. Následně se pečlivě a přesně navázily zátěže pro jednotlivé body. Po navážení zatížení pro jednotlivé body a pro určitý násobek, se poté zátěže naskládaly na křídlo směrem od kořene křídla až k poslednímu bodu. Poté se změřila velikost ohybu od původní nulové hodnoty a zda-li se křídlo vrátí do počáteční polohy, tedy jestli se při zatížení jednalo o deformace elastické nebo plastické.

Nejprve se tedy zkoušelo křídlo na násobek $n=2$. Celková zátěž na křídle tedy dosahovala 3 kilogramům, které byly přesně rozložené, aby se dosáhlo co nejvíce spojitěho zatížení. Po zavedení sil do křídla se křídlo vychýlilo směrem dolů o 42 mm a po sundání zátěže se vrátilo do přesné výchozí polohy. Tedy se jednalo o elastické deformace.

Po dalším přesném navážení jednotlivých zátěží pro násobek $n=4$, se zase křídlo začlo zatěžovat směrem od kořene ke konci křídla. Při tomto zatížení došlo k ještě většímu ohybu a to o celých 90 mm . Po sundání zátěží se zase křídlo vrátilo zpět do přesné výchozí polohy. Zatížené křídlo lze vidět na obrázku č. 32.



Obr. 32 Průběh zátěžové zkoušky při $n=4$

Posledním krokem tedy bylo zatížit křídlo na násobek $n=6$, který mělo křídlo stále vydržet. Zase jsme přesně odvážili zátěže. Již při pokládání zátěží, nám ale bylo jasné, že křídlo toto zatížení nemůže vydržet, proto jsme ho ze spodní strany podpírali. Po postupném uvolňování šlo slyšet, že se nosníky začly přelamovat, až se nakonec nenávratně zlomily. Toto se nám podařilo zachytit na videu a toto video, bude uloženo na pevném disku jako příloha k bakalářské práci. Všechny čtyři nosníky se tedy zlomily při násobku $n=6$. Způsobené škody na nosnících lze vidět na obrázcích č. 33 a 34.



Obr. 33 Detail prasklého hl. nosníku a pomocného dřevěného nosníčku



Obr. 34 Pohled na všechny čtyři prasklé nosníky

7 Zhodnocení chování křídla

Zhodnocení chování křídla v této části bakalářské práce provedeme s hlediska zapojení jednotlivých částí křídla do přenosu zatížení, jelikož porovnávat jedno křídlo by bylo statisticky neurčitě a abychom mohli s jistotou říci, že křídlo má určité vlastnosti, museli bychom mít alespoň šest těchto stejných křídel. Křídlo jako takové je skořepinové

konstrukce a tudíž všechna zatížení přenáší potah vyztužený několika žebry, která slouží v podstatě jen k zajištění požadovaného příčného tvaru křídla. Tudíž všechna zatížení působící na křídlo (ohybové a krouticí momenty a posouvající síly) jsou přenášena potahem.

V kořenové části je křídlo vyztuženo dvěma krátkými nosníky a v oblasti náběžné a odtokové hrany krátkými podélnými elementy. Nosníky (především trubkový nosník o průměru 10 mm) přenáší podstatnou část ohybového momentu. S centroplánem jsou tyto nosníky spojeny pomocí kruhových nosníků odpovídajícího průřezu. Takto upravená kořenová část křídla slouží ke spojení skořepinového křídla s centroplánem. Pokud by křídlo nebylo děleno, tuto úpravu jeho kořenové části by nebylo nutno provádět.

Z hlediska zátěžové zkoušky, bylo křídlo velice zjednodušené. Tudíž nebylo třeba započítávat žádné jiné ovlivňující veličiny do výpočtů. Křídlo totiž neobsahovalo žádné klapky, křídélka ani jiné výsuvné mechanismy, nebylo zde ani uvažováno, že by do křídla byl vetknut podvozek. O to byla tedy zátěžová zkouška jednodušší a výsledky ze zkoušky jsou určeny pro čisté skořepinové křídlo se symetrickým profilem. Největší ohyb křídla nám vznikl při násobku $n=4$. Předpokládali jsme, že křídlo se samovolně zkroučí kolem své elastické osy, pokud dodržíme, že síly budou působit v $\frac{1}{4}$ profilu. Toto zkroucení bylo ale tak malé, že ho nebylo možné změřit.

Ze zátěžové zkoušky lze s jistotou říci, že křídlo na svoji velmi nízkou váhu dosáhlo celkém vysokého přenosu zatížení. Dokázalo přenést násobek $n=4$, což je takový standard u reálných letadel pro násobek u obrátových obálek. Ovšem u násobku $n=6$ tedy praskly všechny 4 nosníky. Což bylo způsobeno špatně zvoleným přenosovým prvkem sil. Ale samotná konstrukce křídla byla zachována, bez sebemenších známek deformace nebo delaminace. Velikou nevýhodou právě kompozitových konstrukcí je, že pokud se dostaneme z elastických deformací na plastové, tak téměř všechny kompozitní materiály se buďto delaminují nebo zlomí. Kdežto kovové materiály se při deformaci začnou protahovat a ohýbat, ale nikoliv ihned praskat.

8 Závěr

Vyrobili jsme tedy ultralehké křídlo pro model o hmotnosti 430g, což na polorozpětí o 90 cm je dosti málo. Použitý byl tedy profil NACA 64₂A015, jakožto souměrný profil. Jako konstrukce křídla byla zvolena skořepina. Vnitřní struktura křídla obsahuje osm profilů na vyztužení tvaru křídla a nikoliv přenos sil. Na přenos sil byly použity zesílené profily pomocí překližky a balsy společně se zapojením celkem čtyřech nosníků. Tyto profily a další použité tvarové složky byly z pěnových materiálů. Celý tento povrch se oblepil pomocí 0,5 cm tlustého plátu EPP a nakonec se zalaminoval pomocí vakuové metody.

Při samotné zkoušce křídlo vydrželo jak násobek 2, tak násobek 4, aniž by došlo k jakékoliv deformaci samotného křídla. Při dalším zatěžování na násobek 6 pak při plném zatížení konstrukce křídla vydržela, ale nosníky, které měly přenést všechnu sílu na zkušební stand nebyly dostatečně nadimenzované. Proto bych doporučoval pro tuto konstrukci v budoucnu navrhnout přenos pomocí stojin, což zase ztíží následné vytvoření přenosových bodů a musely by se vyrobit závěsy, popřípadě jiný způsob přenosu než uhlíkové nosníky. Ale dle mého názoru by potom toto křídlo mohlo přenést i dvojnásobek stávajícího zatížení. Například by se mohly použít kovové kulaté nosníky, ne však duté, jak byly použity naše uhlíkové nosníky.

Kompozitní materiály jsou velice dobrý materiál pro letecké použití. Sice mají větší hmotnost při větším užití, ale mají dobrou pevnost, korozivzdornost, odolnost proti UV záření, dobré tepelné vlastnosti a jsou v zásadě velmi nehořlavým materiálem. Hlavní a dosti velkou nevýhodou však je strukturální problém u všech kompozitů. Při překročení elastického zatížení se kompozitní materiál buďto zlomí a nebo delaminuje a již nepřenese žádnou sílu. Kdežto kovové a jiné materiály se po překročení elastického zatížení pouze deformují a ohnou, ale stále dokážou přenést jisté zatížení. V praxi to znamená, že pokud by křídlo vyrobené z kompozitu bylo příliš namáháno, došlo by k úplnému odtržení křídla. Kdežto kovové křídlo by se pouze zkroutilo a zdeformovalo a po ještě větším zatížení by se teprve zlomilo. Proto si myslím, že je pro velká letadla lepší použití kovových materiálů na přenos sil a pro malá letadla a modely je kompozitní materiál dostačující.

9 Seznam použité literatury

Online zdroje:

- [1] Lavoie Graphics, *Official guide to experimental aircraft* [online]. 2015 [14.4.2016]
Dostupné z: <http://exp-aircraft.com/library/heintz/material.html>
- [2] Sara Black, *Getting To The Core Of Composite Laminates* [online]. 2003 [14.4.2016]
Dostupné z: <http://www.compositesworld.com/articles/getting-to-the-core-of-composite-laminates>
- [3] Dmitri Kopeliovich, *Carbon Fiber Reinforced Polymer Composites* [online]. 2012 [14.4.2016]
Dostupné z: http://www.substech.com/dokuwiki/doku.php?id=carbon_fiber_reinforced_polymer_composites
- [4] Composites UK, *Adhesive bonding of composites*, [online]. 2016 [citace: 14.4.2016]
Dostupné z: <https://compositesuk.co.uk/system/files/documents/Adhesive%20bonding%20of%20composites.pdf>
- [5] *Construction*, [online]. 2016 [citace: 14.4.2016] Dostupné z: <http://lu.fme.vutbr.cz/ucebnice/opory/construction.php>
- [6] Svatomír Slavík, *KONSTRUKCE KŘÍDLA – I* [online]. 19.4.2006 [citace: 22.4.2016]
Dostupné z: <http://aerospace.fsik.cvut.cz/letadla1/Konstrukce%20k%C5%99%C3%ADdla.pdf>
- [7] Svatomír Slavík, *Násobek a zatížení* [online]. 15.3.2006 [citace: 22.4.2016] Dostupné z: <http://aerospace.fsik.cvut.cz/letadla1/N%C3%A1sobek%20a%20zat%C3%AD%C5%BEen%C3%AD.pdf>
- [8] Havel Composites, *Technologie výroby kompozitů* [online]. 2016 [citace: 22.4.2016]
Dostupné z: <http://www.havel-composites.com/clanky/4-Technologie/76-Technologie-jejich-popis-a-schemata.html>
- [9] David Cripps, Gurit, *Manufacturing* [online]. 2016 [citace: 22.4.2016] Dostupné z: <http://www.netcomposites.com/guide-tools/guide/manufacturing/>
- [10] Laurinc K. Loftin, Jr., *NACA Report No. 903* [online]. 2016 [citace: 22.4.2016]
Dostupné z: <http://www.pdas.com/refs/rep903.pdf>
- [11] EPSRC Designing for the 21st Century Initiative, *Glass Fibre* [online]. 2008 [citace: 22.4.2016]
Obrázek v jpg převzat

z:http://www.bikeoff.org/design_resource/DR_materials_typology_composites_glass.shtml

[12] ACP composites, *Aramid* [online]. 2010 [citace: 28.4.2016]Obrázek v jpg převzat z:<http://www.acpsales.com/OnlineStore.php?cat=252>

[13] TechProAviation, *Zátěžová zkouška* [online]. 2011 [citace: 28.4.2016]Obrázek v jpg převzat z:<http://techproaviation.com/galerie/?lang=cs&g=34&galerie=Pevnostn%C3%AD%20zko%C5%A1ky>

[14] Zhongao carbon, *Carbon Fiber Fabrics* [online]. 2015 [citace: 28.4.2016]Obrázek v jpg převzat z:<http://www.zacarbon.com/carbon-fiber-fabrics>

[15] Fibre Reinforced Plastics, *Type of FRC Moulds : Opened Mould*, [online]. 14.12.2011 [citace: 28.4.2016]Obrázek v jpg převzat z:<http://www.fibre-reinforced-plastic.com/2011/12/type-of-frc-moulds-opened-mould.html>

Knižní zdroje:

[16] Luděk Beňo: *Lietadlá*, 1988 , ALFA Vydavateľstvo technickej a ekonomickej literatúry/Bratislava

[17] Oldřich Olšanský, a Jan Matějček: *Konstrukce a výpočet ultralehkých letounů*,1999 , knihovna LAA ČR

[18] Svatomír Slavík: *Stavba letadel*,1999, Vydavatelství ČVUT

[19] Gottfried W. Ehrenstein: *Polymerní kompozitní materiály*, Překl. Karel Doleček,Jaroslav Padovec, Josef Kabelka ,2009, Nakladatelství SCIENTIA, ISBN 978-80-86960-29-6

[20] Richard A. Bareš: *Kompozitní materiály*, 1988, nakladatelství SNTL

10. Seznam obrázků, tabulek a vzorců

Seznam obrázků:

Obr. 1 Obálka obrátů [7]

Obr. 2 Poryvová obálka [7]

Obr. 3 Tkanina ze sklených vláken [11]

Obr. 4 Aramidová tkanina [12]

Obr. 5 Role karbonové tkaniny [14]
Obr. 6 Konstrukce jednonosníkového křídla s vyztuženou náběžnou hranou [16]
Obr. 7 Jednonosníkové křídlo dvoudutinové konstrukce [16]
Obr. 8 Dvounosníkové křídlo [16]
Obr. 9 Poloskořepinové konstrukce [5]
Obr. 10 Panelová konstrukce [6]
Obr. 11 Sendvičová konstrukce [6]
Obr. 12 Technický náčrt použitého profilu
Obr. 13 Ruční kladení [19]
Obr. 14 Spray-up kladení [19]
Obr. 15 Vakuové lisování [19]
Obr. 16 Lisování za tepla s vakuem [19]
Obr. 17 Kontinuální laminování [19]
Obr. 18 Navíjecí technologie [19]
Obr. 19 Pozitivní forma [15]
Obr. 20 Negativní forma [15]
Obr. 21 Půdorysný náčrt křídla
Obr. 22 Profily křídla
Obr. 23 Postupný průběh lepení
Obr. 24 Vnitřní struktura křídla
Obr. 25 Křídlo po přilepení plátu na povrch
Obr. 26 Finální křídlo
Obr. 27 Zátěžová zkouška [13]
Obr. 28 Zátěžová zkouška pomocí "placek" [16]
Obr. 29 Zátěžová zkouška pomocí kleští [13]
Obr. 30 Rozložení zatížení na křídle pomocí Schrenkovy metody [17]
Obr. 31 Zátěžová zkouška křídla
Obr. 32 Průběh zátěžové zkoušky při $n=4$
Obr. 33 Detail prasknutého hl. nosníku a pomocného dřevěného nosníčku
Obr. 34 Pohled na všechny čtyři prasklé nosníky

Seznam tabulek a grafů:

Tab. 1 Tabulka profilu NACA 64₂A015 [10]

Tab. 2 Vypočtené hodnoty pro NACA 64₂A015

Tab. 3 Tabulky z výpočtu pomocí Schrenkovy metody

Graf č. 1 Znázornění rozložení zatížení

Seznam rovnic:

- (1) Rovnice tíhové složky [18]
- (2) Rovnice setrvačné složky [18]
- (3) Rovnice pro setrvačné síly ve všech osách [18]
- (4) Rovnice momentových sil ve všech osách [18]
- (5) Rovnice násobku ve vztlačové ose [18]
- (6) Schrenkova rovnice pro vypočtení rozložení zatížení [17]
- (7) Rovnice pro výpočet vztlaku [17]

11 Seznam příloh

Příloha CD

- 1. Bakalářská práce v pdf
- 2. Náčrt půdorysu křídla v AutoCADu a v pdf
- 3. Náčrt profilu křídla v AutoCADu a v pdf
- 4. Video zátěžové zkoušky křídla